Comité pour l'Histoire de l'Armement Terrestre

période 1945 - 1975

Tome 10

ARMEMENTS ANTICHARS
MISSILES GUIDÉS
ET NON GUIDÉS

Par Monsieur J.E. STAUFF

puis par Messieurs J.GUILLOT et R.DUBERNET



AVANT PROPOS.

L'organisation du " Comité pour l'Histoire de l'Armement Terrestre"(ComHArT) créé par décision N° 011 292 DGA/D du 26 mai 1986, a été mise en place par son premier Président, l'IGA MAREST, lequel a confié la responsabilité de la rédaction des différents sujets retenus, à des personnalités militaires et civiles ayant eu des carrières particulièrement en rapport avec les dits sujets.

Dans ce cadre général, Mr MAREST a confié le travail relatif aux missiles antichars (guidés et non guidés) à Monsieur STAUFF (ex ICA de l'Air et ex Directeur de la Division Missiles Tactiques de l'Aérospatiale), avec notamment la coopération de Monsieur PRECOUL (ex Président de la SERAT). Par décision de Mr MAREST, en date du 9 juin 1988, Monsieur GUILLOT (ex Directeur Technique à la Division Missiles Tactiques de l'Aérospatiale) a été habilité à participer également aux travaux du "Comité pour l'Histoire de l'Armement Terrestre".

De 1986 à 1999, Mr STAUFF a fait largement appel à des personnalités ayant œuvré de manière significative soit dans la conception, la mise au point des missiles antichars guidés ou non guidés, soit dans les techniques fondamentales qui se sont révélées indispensables pour l'aboutissement des principaux programmes qui ont été réalisés en France, pendant cette période 1945-1975, et même au-delà. Ceci, aussi bien dans les établissements étatiques ETBS, SEFT, APX, GIAT, Direction des Poudres, SNPE etc. que dans l'industrie Aérospatiale, STRIM, SERAT, SFIM, SAT etc. On trouvera donc dans l'ouvrage ci-après, référence à nombre d'ingénieurs civils et militaires qui ont bien voulu, bénévolement, contribuer à la rédaction des sujets qui ont été sélectionnés. Certains ont abouti à la mise en service et à l'exportation de grandes séries et sont encore en pleine production, d'autres n'ont pas eu de tels débouchés, mais ont aussi contribué à l'intense travail de progression des équipes françaises dans ces domaines où notre industrie avait, du fait de la guerre, tant de retard. Plusieurs réunions de synthèse ont été organisées ensuite par Mr STAUFF, essentiellement avec la participation de R.DUBERNET (ex Directeur des fabrications à l'Aérospatiale/DE) pour qui il a demandé, avec l'accord de l'IGA ROBINEAU, l'habilitation à participer aux travaux du ComHArT, et de J.GUILLOT.

J.E.STAUFF s'était particulièrement attaché à montrer comment les évolutions scientifiques et mathématiques ont permis, dans tous les domaines des techniques, des progrès considérables, par exemple dans les asservissements, problèmes de mécanique du vol des missiles, dans les écoulements des fluides compressibles par exemple pour les intercepteurs de jet dans les fusées. En métallurgie, en électronique, en chimie etc.

Décédé en avril 99, Mr STAUFF n'a pas pu achever la rédaction de ce document (tome 10 du ComHArT) " Missiles antichars guidés et non guidés ". Grâce à l'obligeance de madame STAUFF, les éléments recueillis par son mari ont été repris et complétés par MM. DUBERNET, GUILLOT. L'IGA ROBINEAU qui avait pris, au décès de l'IGA MAREST, la présidence du ComHArT a participé lui-même, très directement à ce travail de complément et de finition dans la forme ici présentée. A noter, également, la participation importante dans cette phase, de l'IGA RAMONT, ancien de DGA/DAT.

Dans un but de simplification, la plupart des développements très théoriques, devenus aujourd'hui classiques et accessibles dans la littérature scientifique, commune à bien d'autres domaines, ont donc été simplement brièvement évoqués pour la compréhension des cheminements des différents programmes finalement réalisés.

J. GUILLOT

NOTE GENERALE D'INTRODUCTION

Au milieu des années 80, quelques personnalités du monde industriel, ayant contribué par leur créativité au renouveau de l'armement en France à partir de 1945, exprimaient leur intérêt pour la rédaction de l'Histoire de ce renouveau et en faisaient part au Délégué Général pour l'Armement.

L'aboutissement des réflexions sur ce sujet fut la décision du 26 mai 1986 du Délégué Général pour l'Armement de créer un comité pour:

" L'Histoire de l'Armement Terrestre dans la période 1945-1975 "

La présidence de ce comité m'était confiée avec pour tâche initiale d'en déterminer la composition de manière à disposer des compétences nécessaires pour traiter dans les meilleures conditions l'ensemble des thèmes du plan de travail envisagé.

Ces thèmes, qui constituent la trame de rédaction de l'Histoire de l'Armement Terrestre, se répartissent en deux familles:

- ceux regroupés sous l'appellation "aspects généraux " traitant d'une part du rôle de l'Etat-major de l'Armée dans l'élaboration des programmes d'armement, d'autre part du rôle de la DEFA (puis DTAT), des problèmes d'organisation et de moyens, des centres de recherches, d'essais et d'évaluation, ainsi que des relations internationales, lesquelles se sont développées sous plusieurs formes après la Libération,

- ceux relatifs à l'équipement de l'Armée de Terre, traitant, après un rappel de la situation en 1945, des systèmes et matériels classés par finalité d'emploi, des équipements à utilisation diversifiée, et même de constituants - c'est le cas des poudres et explosifs - qui ont une incidence primordiale sur l'évolution des caractéristiques techniques et opérationnelles des armes et systèmes d'arme, quel que soit le milieu d'utilisation (Air, Mer, Terre).

Le traitement de chacun de ces thèmes a été confié à un des membres du comité, officier général pour les thèmes où l'Armée de Terre est directement impliquée, ingénieurs généraux de l'Armement et personnalités civiles éminentes de l'Industrie d'armement pour les autres thèmes, chaque responsable disposant d'une totale autonomie pour constituer sa propre équipe de travail.

Chaque document - ouvrage ou article - a son propre style d'écriture, reflet de la personnalité de son rédacteur, mais, sur le fond, les différents documents ont des affinités qui tiennent aux recommandations faites dès le lancement des travaux:

- pour tous les thèmes, la genèse des affaires et les objectifs fixés, les idées créatrices, les initiatives prises, les résultats atteints doivent être mis en relief, lorsque cela est encore possible, les témoignages des personnalités ayant assumé des responsabilités importantes durant la période considérée seront recherchés et des fiches biographiques seront établies pour des personnalités de haut rang ayant agi de manière déterminante au cours de leur carrière.

- pour les thèmes de la deuxième famille (systèmes, matériels, équipements ...) la présentation doit être à dominante technique; on traitera non seulement des opérations programmées, que ces actions aient été menées à leur terme (adoption et production) ou stoppées (analyse des échecs) mais également des actions engagées à l'initiative de la Direction Technique dans cette période 1945-1975, dont certaines furent des réussites au plan national, on mentionnera également les initiatives prises concernant des adaptations d'équipements français à des matériels étrangers en vue de l'exportation.

Des disparités dans l'état d'avancement des documents ont conduit le comité à prévoir une diffusion par thème. Un ouvrage a été diffusé: il s'agit de celui relatif au thème "Propulsion - Détonation Pyrotechnie" dont l'IGA (CR) TOCHE avait la responsabilité; comme il a été mentionné précédemment, cet ouvrage rédigé dans le cadre des activités du comité a un intérêt historique qui s'étend au-delà du seul domaine de l'armement terrestre, et sa diffusion a été assurée par la Société Nationale des Poudres et Explosifs.

Au moment où va s'engager la diffusion des ouvrages et articles relatifs aux autres thèmes, j'adresse mes remerciements:

- aux membres du comité et aux équipes de rédaction qui ont participé bénévolement à ce travail, avec une pensée particulière pour les membres du comité qui nous ont quittés, le Général de Corps d'Armée GROSGEORGE, les ingénieurs Généraux de l'Armement DEFRANCE, DERAMOND, COLLET-BILLON.

- aux organismes successifs qui ont assuré le soutien matériel du comité, à savoir le Centre des Hautes études de l'Armement avec la participation de la Direction Technique des Armements Terrestres, puis la Direction des Systèmes Terrestres et de l'Information depuis le printemps 1995,

- aux directeurs du Centre d'Archives de l'Armement de CHATELLERAULT, l'ICETA FURGET puis l'ICETA LACHEREZ, qui ont manifesté leur intérêt pour les travaux du comité en prenant des dispositions particulières pour faciliter la consultation des archives, et, récemment, en proposant au comité le soutien matériel du CAA pour l'édition et la diffusion des ouvrages et articles de l'Histoire de l'Armement Terrestre.

Saint-Cloud, décembre 1996

Le Président du Comité IGA MAREST

COMITE POUR L'HISTOIRE DE L'ARMEMENT TERRESTRE

Plan général d'édition des travaux.

Première partie : Aspects généraux

Tome 1 " **Rôle de l'Etat-major de l'Armée de Terre dans l'élaboration et la réalisation des programmes d'armement** " *suivi de* " **Equipements de l'Armée de Terre en 1945** " *par le Général Petkovsek*

Tome 2 " **Organisation et moyens** " *par l'Ingénieur Général Dufoux*

Tome 3 " **Centres de Recherches** " en deux volumes
Volume 3.1 " Le Laboratoire Central de l'Armement " *par l'Ingénieur Géreral Cavé*
Volume 3.2 " Les autres centres de recherche " *par l'Ingénieur Général Fayolle.*

Tome 4 " **Centres d'Essais et d'Evaluation** " *par l'Ingénieur Général Fayolle.*

Tome 5 " **Relations Internationales** " *par l'Ingénieur Général Robineau.*

Deuxième partie : Aspects techniques

Tome 6 " **Véhicules blindés et tactiques** " *par l'Ingénieur Général Bodin.*

Tome 7 " **Matériel du Génie** " *par l'Ingénieur Général Brindeau, puis l'Ingénieur Général Mallet.*

Tome 8 " **Armements de petit et moyen calibre** "*par l'Ingénieur Général Lesavre.*

Tome 9 " **Armements de gros calibre** " *par l'Ingénieur Général Marest* (+).

Tome 10 " **Armements antichars** " *par Monsieur Stauff.*

Tome 11 " **Armements sol-air** " *par l'Ingénieur Général Collet-Billon* (+) *puis l'Ingénieur Général Bienvenu.*

Tome 12 " **Détection, télécommunications, guerre électronique, systèmes informatiques** " *par l'Ingénieur Général Assens.*

Tome 13 " **Premiers travaux sur l'arme nucléaire** " *par l'Ingénieur Général Bonnet.*

Tome 14 " **Défense NBC** " *par l'Ingénieur Général Ricaud.*

Cette deuxième partie comprend en outre deux ouvrages :

- un ouvrage édité à part intitulé " **Propulsion, détonation, pyrotechnie** " *par l'Ingénieur Général Toche,*
- un ouvrage conservé en archives relatif à " l'**Optique militaire** " *par l'Ingénieur Général Deramond* (+) *puis l'Ingénieur Général Givaudon.*

ARMEMENTS ANTICHARS
MISSILES GUIDÉS ET NON GUIDÉS

PARTIE I
Orientations opérationnelles et industrielles après 1945

Chapitre 1
Besoins opérationnels et organisation de l'Armement

Au lendemain de la 2ème guerre mondiale, les équipes techniques françaises impliquées dans l'Armement étaient dispersées et démunies. Mais après les heures noires de l'occupation, les volontés nationales se tendirent pour que la France refît surface. Sous l'impulsion des personnalités occupant les directions des grands corps de l'Etat, un ensemble de programmes fut lancé. Ceux-ci étaient inspirés par les matériels réalisés par les Allemands et les Anglo-saxons et comportaient la recherche d'une compatibilité (toujours sur le fil du rasoir) entre :

- une dépense limitée cohérente avec l'état précaire de l'économie nationale et la faiblesse de l'équipement industriel.

- une perspective ambitieuse de constituer des équipes de pointe pour rattraper le retard technologique et d'avoir ainsi les moyens d'une politique de Défense autonome de haut niveau.

1.1 Programmes initiaux

Programmes Terre : Instruction de 05. 08. 1946 modifiée le 08. 11. 1949

Antichars autopropulsés :

1 - Antichar léger de 250 m de portée

2 - Antichar lourd de 1000 m de portée

3 - Antichar téléguidé 1500 m

Autopropulsés D.C.A

1 - Engin courte portée : 4 km à propergol solide

2 - Engin longue portée : 15 km à propergol liquide (PARCA)

Autopropulsés d'Artillerie :

1 - Engin de neutralisation : 13 km de portée

2 - Engin de destruction : 16 km de portée

3 - Engin grande portée : (100 km) à propulsion liquide.

Engins expérimentaux

Divers engins autopropulsés à liquide non guidés pour expérimenter les propulseurs : Véronique, Ananas, Eole.

Engins stratégiques

Une extrapolation du V2 avec 1000 km de portée et 1 tonne de charge utile.

Programmes Air

Engin de défense Air-Air : reproduction de l'engin allemand X4 subsonique guidé par fil (AA 10)

Engin de défense contre Avion pouvant être lancé d'avion (AA 20) ou du sol (SA 20) avec booster largable.

Avion cible : dérivé du V1 avec télécommande et récupération (CT 10) Moteur : pulsoréacteur.

Ces études sont confiées à l'Arsenal de l'Aéronautique. Sous l'impulsion du Directeur de la D.T.I, SUFFREN HEBERT, qui vise à la constitution d'équipes multidisciplinaires permanentes, et donc rassemblées pour des programmes variés, on ajoute à cette liste un engin de "synthèse" plus simple que les engins à détermination opérationnelle, pour servir de test volant aux théories de mécanique de vol, pour les engins tournants notamment : le SS 10.

On retrouvera cet engin expérimental dans la catégorie des antichars et ce sera, très fortuitement, l'initiateur d'une série étonnante. Mais rappelons, à titre de curiosité, que son calibre avait été déterminé par l'emport de l'enregistreur HUSSENOT et que la place ainsi ménagée, put accueillir les charges creuses antichars, sans restriction.

- Le tableau ci-après complétera les informations sur ces programmes. Pour les réaliser, il sera constitué des services étatiques capables d'organiser le tissu technique et industriel indispensable à la réalisation d'un armement moderne. Ce sera :

- La DEFA pour l'Armement Terrestre

- La DTI pour l'Armement Aérien.

- La Marine, de son côté disposera de directions techniques dans les arsenaux pour lancer ses propres programmes : Contre-Avions et Porte-Torpilles pour essentiel : MASURCA et MALAFON.

Avant de donner un court panorama des organisations mises en œuvre, il convient encore de souligner la volonté d'action individuelle qui a prévalu unanimement à ce moment de notre histoire, et qui a réussi, dans un environnement toujours menaçant, malgré les divergences politiques nombreuses (c'était la 4ème République) à conduire un redressement littéralement incroyable!

NOTA à 1.1

FICHES TECHNIQUES DES PROGRAMMES 1946 - 48 (DEFA)

TYPE	PORTEE	EFFETS
Antichar léger - variante 1 - variante 2	250 m 300 m (avec flèche 2,5 m)	Perforation : 180 mm " : 200 mm
Antichar lourd - variante 1 - variante 2	1000 m 1000 m (avec flèche 2,5 m)	Perforation : 200 mm " : 300 mm
Antichar téléguidé	1500 m	Perforation : 250 mm (si possible 400 mm)
Autopropulsés DCA : - Courte portée (à poudre) - Longue portée (à liquide) PARCA	4000 m Altitude : + de 15 km sur avion à 300 m/s	Calibre 81 mm . Poids : 4 kg stabilisation gyro Calibre 450 mm . Poids 800 kg Guidage radio
Autopropulsés ARTILLERIE - 1 Neutralisation - 2 Destruction moyenne - 3 Destruction grande puissance - 4 Grande Portée	3 km (prop à poudre) 16 km (prop à poudre) 20 km (prop à poudre) 100 km (prop à liquide)	Calibre : 100 mm. id obus 105 Calibre : 150 mm Calibre : 200 mm Calibre 450 mm. Poids 800 kg (dérivé du PARCA)
Engin stratégique (prop à liquide)	1000 km (avec guidage initial)	1 tonne de charge utile (type V2)
Engins expérimentaux 1 VERONIQUE 2 ANANAS 3 EOLE	Altitude : 150 km (NO3H + gas oil et oxygène liquide + alcool) Altitude : 60 km (NO3H + aniline) Altitude : 380 km (oxygène liquide + alcool ou essence légère)	extrapolation PARCA (non guidé) calibre : 550 mm. Poids : 1100 kg Calibre : 260 mm. Poids : 210 kg non guidé Calibre : 800 mm. Poids : 1600 kg

1.2 ORGANISATIONS ETATIQUES

1.2.1 - La Direction des Etudes et Fabrications d'Armement (DEFA) issue d'une organisation créée en 1935, démarre après la Guerre et va constituer un élément majeur de l'organisation étatique pour concevoir et coordonner les programmes de systèmes antichars et même s'impliquer dans leur réalisation.

L'IGA DUFOUX a établi un tableau complet des organismes créés ou rattachés par la suite à la DEFA (devenue DTAT en 1965 puis DAT) et des personnalités les ayant animés : voir le tome 2 du ComHArT "Organisation et moyens industriels").

- La DEFA organise en 1946 un Service Technique (André LHOMME puis Georges FRANIATTE) comprenant un département Etudes et Recherches Techniques (ERT) confié à M. LAFFARGUE. On y trouvait 3 sections :

- Guidage avec Henri GIRARDIN et Antonin GUILBAUD

- Propulsion (à liquides) avec Jean Jacques BARRE (lequel a étudié un propulseur -oxygène-liquide méthanol, en parallèle avec un autre projet NORD AVIATION dû au professeur SAENGER)

- Aérodynamique et propulsion à poudre avec Louis CARRIERE, Pierre JONEAUX et Henri MIRABEL.

Ce département, dont on décrira ci-après l'évolution, échange des ingénieurs avec le LRSL : Laboratoire de Recherches de St Louis (LRSL) créé en 1945 et qui deviendra Institut : IRSL puis ISL (IG CASSAGNOU).

Cette équipe a été constituée de Français et d'Allemands. C'est le professeur SCHARDIN qui dirige l'équipe allemande, avec Hans BENDER. Ce dernier aurait déjà participé à des développements d'engins, guidés par fils, et aurait ainsi apporté l'idée d'un missile antichar filoguidé qui deviendra par la suite l'ENTAC (cf. partie II).

Citons encore les ingénieurs impliqués à cette époque dans les antichars :

Paul DEFRANCE : Charges creuses

Jean RATEAU : Canons sans recul

Michel LHERITIER : ENTAC

Daniel PAGET : Obus G

- Le département ERT du Service Technique, sera rattaché, ainsi que le département ENG (Engins) au service RAN (Recherches et Armes Nouvelles) créé en 1961. En 1966 les activités liées aux programmes (études, développements, et production) furent regroupées par types de matériels et le bureau Engins rattaché à un service nouveau, le service ASA (Armes et Systèmes d'Armes).

Mais, très vite, avant 1950, une transformation importante se fait jour sous la forme d'un transfert progressif des activités d'études vers certains établissements et particulièrement :

- l'APX : Atelier de construction de PUTEAUX

- l'AMX : atelier de construction d'ISSY LES MOULINEAUX.

L'APX devient le centre d'Etude des matériels nouveaux, et en particulier des anti-chars, jusqu'à perdre toute fonction de production, transférée alors dans d'autres établissements (par exemple le matériel d'artillerie). Il est chargé en plus de l'étude de tous les matériels "particuliers" (par exemple : un "émetteur de fumée" pour camoufler de larges zones et dont une des difficultés fut de trouver ... le terrain d'expérimentation, tant la zone couverte était vaste et aléatoire; ou un vérin pyrotechnique pour le ralentissement ou l'arrivée au sol

des charges parachutées ou larguées d'avion; ou encore un dispositif de lancement de tapis démineur, destiné à créer une brèche dans un champ de mines)

L'APX coopérera, puis prendra à sa charge, le développement du LRAC 73 et trouvera sa vocation dans le domaine antichar en assurant le développement de l'ENTAC, transféré du LRSL après sa phase de faisabilité. (cf. partie II). Pour assurer ces missions, il sera substantiellement étoffé en hommes et moyens, à partir du début des années 50 et sera créé le service des études (Service X évidemment!) qui mènera les travaux de faisabilité dans le domaine de la propulsion et du guidage. Le service "HAWK", créé en 1958 afin d'animer et contrôler les travaux faits en France pour ce grand programme international, rassembla un important potentiel (19 ingénieurs et 15 techniciens).

Cette organisation permettra de proposer aux services centraux de la DEFA de lancer l'étude de l'ACRA et celle de l'ACL 89 (cf. Partie II). Cette dernière sera faite en parallèle avec celle de la STRIM (qui deviendra le LRAC 89 F1).

L'APX disposait également d'un important service Optique, doté de puissants moyens, et, qui, globalement, régissait l'Industrie Optique Militaire, disséminée dans de nombreuses petites entreprises. La fusion de ce service avec le X, donna naissance à un pôle d'études multidisciplinaire, qui lui a permis d'aborder des programmes complexes (tel l'ACRA dont le missile était étroitement lié à la conduite de tir sur char).

Il est intéressant de noter que l'"aventure" de l'APX durera 20 ans (jusqu'au début des années 70) et que la France a disposé alors de 2 bureaux d'études sur les antichars (avec la Division Engins de Châtillon, ex-NORD AVIATION). C'était une forme de concurrence loyale et saine (marquée principalement par les programmes ACRA et HOT). L'accroissement rapide des dépenses de développement finit par être insupportable au budget de l'Armement. L'arrêt du programme ACRA, motivé pour une part par l'apparition de l'obus-flèche qui donnait aux chars un armement d'une puissance exceptionnelle, signa la fin de cette activité d'études. L'APX se consacra dès lors entièrement aux conduites de tir. Sa fusion avec l'AMX permit la création d'un pôle "Blindés" dont devait sortir plus tard le char LECLERC.

1.2.2 La Direction Technique et Industrielle de l'Aéronautique. Sous l'autorité de SUFFREN-HEBERT se créa un Service Technique Aéronautique (dirigé par GUY DU MERLE) comprenant une section "Engins Spéciaux" (dirigée par MICHEL DECKER), dont l'activité s'appuyait sur les diverses sociétés aéronautiques de l'époque (leurs regroupements successifs aboutirent finalement à l'Aérospatiale) ainsi que sur MATRA pour les roquettes et missiles Air-Air.

Parallèlement, tout un ensemble d'entreprises spécialisées dans les équipements allait permettre de développer les techniques de détection, d'asservissements et de cohérence des systèmes. On les citera à mesure qu'on effectuera les descriptions des armes développées (Partie II).

- Il est de circonstance d'opérer un zoom sur l'Arsenal de l'Aéronautique, qui, dès 1946, a entrepris de s'investir dans le domaine des engins spéciaux, pour "visualiser" comment s'est opérée la constitution d'équipes multidisciplinaires et dans quel environnement économique.

Disons tout de suite que l'Arsenal de l'Aéronautique en 1952, deviendra la SFECMAS, qui, en 1954, sera absorbée par la SNCAN, laquelle, en 1958 sera intégrée à NORD AVIATION. Cette dernière sera ensuite combinée à SUD AVIATION et à la SEREB pour former en 1970 la SNIAS qui s'appellera peu après l'AEROSPATIALE dont les activités Engins constitueront la "Division des Missiles Tactiques" (avec pratiquement la même équipe et toujours le même Directeur... au moins jusqu'en 1974).

Chapitre 2
L'ARSENAL DE L'AERONAUTIQUE

2.1. *Le commencement*

- L'Arsenal de l'Aéronautique est créé en 1934 pour valider les prix de revient des matériels fournis par l'Industrie privée.

C'est l'I.G. Michel VERNISSE qui le dirigera, jusqu'à sa mort en 1954. Ses activités seront essentiellement tournées vers la réalisation de moteurs et de cellules d'avions de chasse: VG 33 en 1930 - VB 10 en 1948-VB 70 - et VG 90 en 1950 (ces derniers étant à réaction) [1].

En 1946 l'I.G.VERNISSE constitue un service "Engins Spéciaux" (dit E.S) sous la conduite de J.E. STAUFF.

- Bien que ces objets étranges paraissent quelque peu incongrus dans le milieu aéronautique, conceptuellement attaché à l'idée de "l'homme volant dans une machine", il faut noter la vision de Michel VERNISSE, qui n'aura de cesse d'aider le nouveau département pour qu'il réussisse dans ses entreprises.

Et pourtant, à cette époque, dans une France encore soumise aux tickets de rationnement, et dont les supports technologiques n'existent nulle part, il n'est pas facile de concevoir et de réaliser des matériels nouveaux: il faut faire feu de tout bois, et d'abord de ce que les Allemands ont déjà réalisé pendant la guerre.

2.2. *Premières coopérations franco-allemandes :*

Grâce à la récupération de missiles allemands (V1, V2, ENZIAN, X4) on put découvrir de nouvelles technologies : fils de télécommande, distribution d'ordres tout-ou-rien modulés dans le temps, boulons explosifs, techniques gyroscopiques, intercepteurs aérodynamiques...

Pour accélérer le développement des idées, on eut recours à des spécialistes allemands et près d'une vingtaine d'entre eux ont été intégrés à l'équipe E 5 à Châtillon: dont le professeur GEORGI, FRIEDRICH, RUDEN, SEIBOLD, KRACHT, ERNST, EBERST, TROICHT, EISELE, ZITTER, BOERNEMANN, Irène BRET, SCHAEFFER et le Professeur Eugen SAENGER, connu pour ses travaux sur les fusées à liquides, l'avion à statoréacteur, et le "planeur orbital", étude d'avion fusée hypersonique à rentrée atmosphérique planante, dans lequel certains voient l'origine de la Navette spatiale, d'autant que le Professeur correspondra fréquemment avec l'équipe von BRAUN aux U.S.A. Assisté par le docteur Irène BREDT, il mit au point un propulseur oxygène-liquide-méthanol de 3 tonnes de poussée, qui dès 1949 fonctionna correctement lors de nombreux essais de durée 100 s. Destiné au programme Anti-Avion longue Portée AA 20, cité déjà au chap.1, il fut arrêté au profit de la technologie du moteur à poudre jugé plus opérationnel. Le professeur SAENGER fit plusieurs communications scientifiques à l'Académie des Sciences sur les écoulements gazeux dans les propulseurs. Ses études, à Châtillon, portèrent aussi sur les instabilités d'écoulements gazeux au cours de réactions chimiques, sujet débattu avec Maurice ROY de l'Institut. Il s'intéressa aussi aux problèmes de combustion des poudres propulsives et à l'apparition des processus de détonation dans les explosifs, notamment en liaison avec l'I.G MURAOUR de la Direction des Poudres.

1 NOTA : Les sigles signifient : V = VERNISSE ; G = GALTIER ; B = BADIE

- Le Docteur EISELE, spécialiste du pulso-réacteur, contribua notamment à la mise au point du moteur du CT10 (150 kg de poussée au point fixe).

- La plupart des ingénieurs retournèrent en Allemagne pour occuper des postes importants dans la RFA. Citons cependant le cas M. FRIEDRICH (qui restera en France jusqu'à sa retraite) et qui jouera un rôle efficace dans les relations avec MBB et l'Administration de BONN (participation active dans la mise en place du programme KORMORAN).

2.3 Influence réelle des matériels récupérés.

En ce qui concerne les matériels récupérés, le plus significatif a été le X4, qui semblait alors le plus apte à remplir le programme AA10 de la DTI (AntiAérien).

C'est une histoire qui mérite d'être contée, car elle va influencer durablement (à tort ou à raison) les évolutions des missiles tournants.

Tout commence avec le X1, engin planeur, dérivé de la bombe antinavire SD 1400, dont la portance était assurée par 4 voilures de faible allongement, disposées en X (ce qui a peut-être contribué au sigle). Divers systèmes de télécommande radio furent essayés sans succès, compte-tenu des environnements thermiques et mécaniques sur les avions à hélice (souvenons-nous que la radio utilisait alors des lampes). La bonne solution fut de disposer des bobines de fils acier à bord du missile pour conduire les ordres électriques aux relais commandant les gouvernes.

- Le 14 septembre.1943, trois de ces engins (rebaptisés alors FRITZ X) furent largués de DO 17 et envoyèrent par le fond le cuirassé italien ROMA qui tentait de rejoindre les alliés. Divers navires anglais furent pris à partie par cette arme qui occasionna des dégâts considérables (HMS WARSPITE, HMS UGANDA).

Pesant plus de 1,5 tonnes, le FRITZ X volait à plus de 200 m/s en piqué final. Le tireur, à bord de l'avion lanceur, disposait d'un mini manche de pilotage et alignait l'engin sur la cible, en vue directe (au moment du largage, pour permettre au "planeur" de prendre de la vitesse en plongeant, le pilote de l'avion lanceur devait réduire fortement sa vitesse et éviter de le dépasser).

Sa portée, dépendant de l'altitude de largage, se situait entre 4 et 7 km.

Le Docteur KRAMER, qui avait conçu le système, éprouva des difficultés à résoudre la stabilisation en roulis, et il décida de faire tourner l'engin à 1 ou 2 tours/sec en répartissant les ordres de profondeur et de direction en fonction des positions angulaires, par secteurs de 90°. Les engins X2 et X3 étaient donc des versions en autorotation du FRITZ X. Il y aurait eu des versions de 2,5 tonnes (X5 et X6). Aucune ne fut produite.

A partir des informations recueillies sur ces premiers modèles, le Dr KRAMER élabora un projet de missile cruciforme en autorotation propulsé par un moteur BMW acide nitrique + Tonka, baptisé X4, et destiné à un emploi AIR-AIR. Le guidage était assuré par des fils bobinés en bout d'ailes, et 2 traceurs pyrotechniques sur les 2 autres ailes :

- LONGUEUR : 2 m Envergure : 0,80 m
- POIDS TOTAL : 50 kg dont 20 kg de charge et 8 kg de propergol
- Vitesse maxi : 1000 km/h
- Portée : Plus de 4 km (5 km de fils)
- Autorotation : 1 t/sec

Récupéré par les armées françaises, il fut un des premiers exercices pratiques pour l'équipe E 5 de l'Arsenal. Bien qu'il ait apporté certaines technologies intéressantes, le système révéla son inaptitude à un emploi opérationnel :

a) - La poussée du propulseur décroissait de 120 kg à 50 kg à cause de la détente des gaz dans les réservoirs. L'accélération (2G) ne permettait pas le tir tendu : il fallait larguer le missile et allumer le propulseur à distance. Avec sa faible accélération, le missile ne rentrait dans le champ du tireur qu'après plusieurs secondes, souvent avec de forts décalages, qui demandaient un long temps de réalignement (l'étude de la dynamique des missiles, faite en Partie III explique d'ailleurs les raisons physiques de ce défaut, à savoir, la résonance incontrôlée entre le rotation du missile et son oscillation sur l'axe).

b) - Le propulseur à liquide lui-même (avec son acide nitrique) était dangereux pour l'avion lanceur, et certaines anomalies frôlèrent la catastrophe, lors des essais en France.

c) - La conception de la tuyère, en tôles soudées, induisait des déformations importantes dans les axes de poussée, et les moments perturbateurs empêchaient un pilotage précis, même quand on avait réussi à l'amener sur l'axe de tir (ce qui était une performance).

d) - Le profil de vitesse subsonique n'était guère compatible avec des avions qui, déjà, atteignaient des vitesses égales sinon supérieures à celle du missile lui-même.

e) - Le pilotage par spoilers aérodynamiques limitait l'altitude d'emploi, car la décroissance de la densité de l'air dans les hautes couches enlevait au système toute capacité réelle d'évolution.

f) - L'implantation de bobines de grand allongement, en bout d'ailes, fut un handicap pour la fiabilité de la liaison avec le lanceur, du fait des ruptures occasionnées dans le déroulement du fil à grande vitesse (on trouvera la raison de ce défaut, à savoir un trop grand frottement sur une bobine trop longue).

2.3.2. Pour le programme AA10, on changea radicalement tout le système :

- Moteur à poudre à 2 étages avec forte accélération initiale permettant le tir en roquette.
- Intercepteurs de jet fournissant des forces de commande indépendantes de l'aérodynamisme, donc de l'altitude.
- Vitesse supersonique (M = 1,7)
- Télécommande radio (durcie au brouillage)

Ce fut le premier AIR-AIR à équiper l'Armée de l'Air française et il donna naissance à une descendance où s'illustra notamment l'AS 30 (encore en service aujourd'hui : AS 30 Laser).

Retenons cependant que quelques idées du Dr Kramer sont rémanentes dans les conceptions de l'ARSENAL :

- L'autorotation.
- Les spoilers aérodynamiques avec ordres tout-ou-rien.
- Les fils de Télécommande.

Mais il faudra les réaménager complètement pour les rendre efficaces. La partie III sur les technologies structurantes rappelle les conditions qui ont permis d'aboutir à un emploi fiable et donc opérationnel de ces techniques (a priori peu "évidentes").

- <u>A propos d'un ancêtre fantomatique :</u>

On trouve encore dans les revues sur les Armements (dont le livre de GUNSTON sur les missiles) une mention sur un missile antichar référencé X7 ROTKAPPCHEN (Chaperon Rouge) attribué aussi au Dr Kramer. On lui prête les caractéristiques suivantes :

Calibre : 150 mm

Longueur : 0,95 m Envergure : 0,60 m

Poids : 9 kg (dont charge creuse : 2,5 kg)

Propulseur à 2 étages : 6,8 kg en 2 sec et 6 kg en 8 sec

Portée : 1 km (avec vitesse : 100 m/s)

Le schéma donné et les indications fournies sur le mode de pilotage, interpellent cependant la logique de l'ingénieur :

Le missile disposait d'un seul plan de voilures aux extrémités desquelles se trouvaient de minuscules fuseaux de fil de télécommande. Cette configuration semble anormale (surtout venant du Dr Kramer qui s'attachait à la symétrisation en roulis) d'autant que l'engin était piloté :

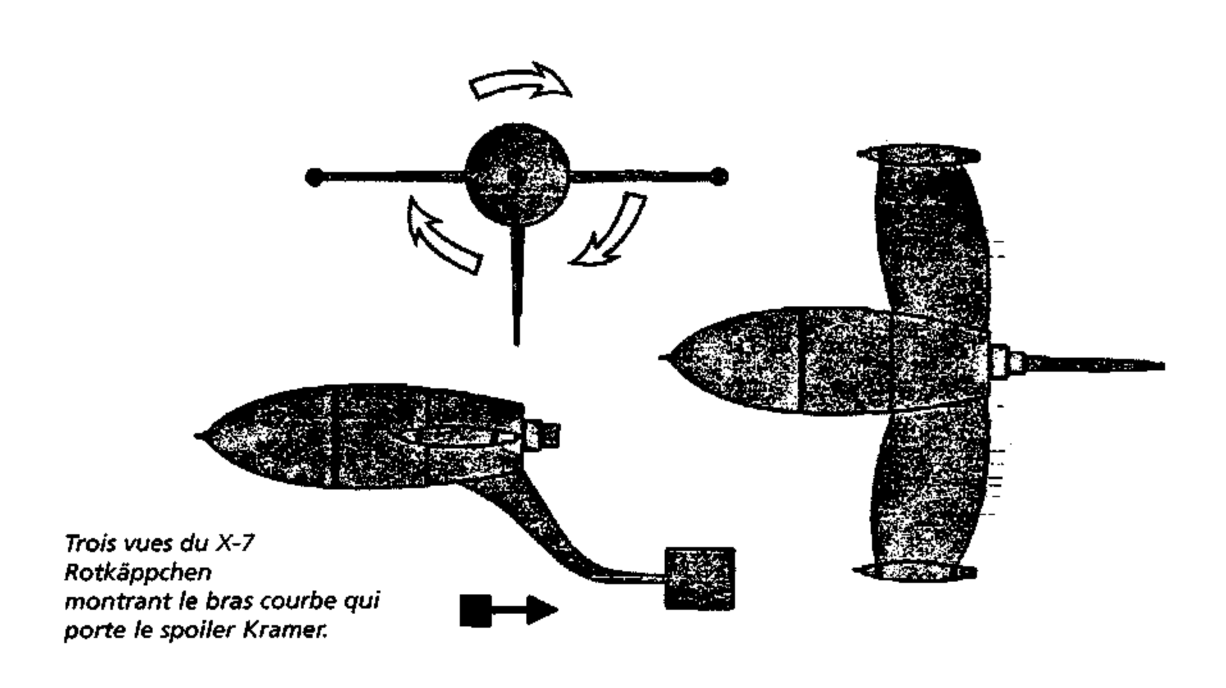
- en autorotation lente,

- par un spoiler aérodynamique disposé au bout d'un bras courbe (dans le plan perpendiculaire aux 2 voilures) et complètement excentré par rapport au missile.

Avec de telles dispositions tout était en place pour donner une trajectoire en cabrioles et montagnes russes incompatible avec un tir voisin du sol : il avait le même défaut que le X4 (résonance permanente de la rotation sur le mouvement d'assiette) aggravé encore par la dissymétrie de voilure et l'excentrement du spoiler de pilotage.

De surcroît le moteur à liquides (diglycol) était dangereux pour des emplois tactiques militaires (notamment au Front).

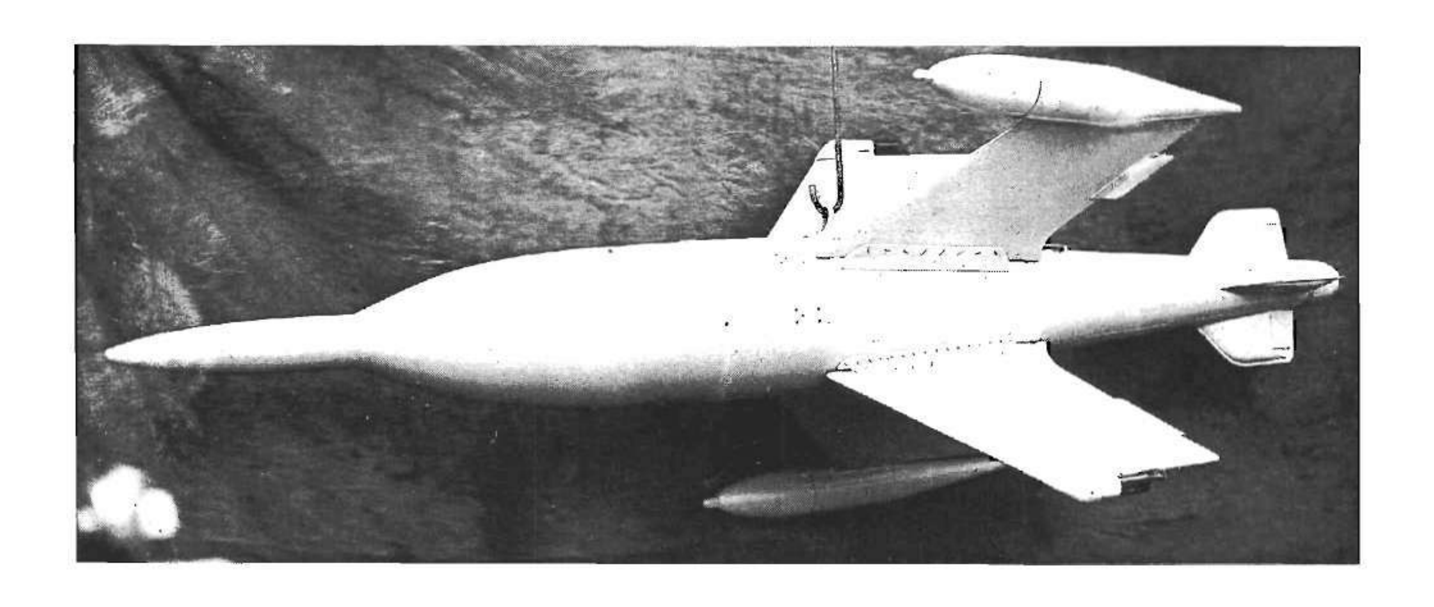
Ce système n'a jamais atteint le stade opérationnel . Et on s'explique bien pourquoi...

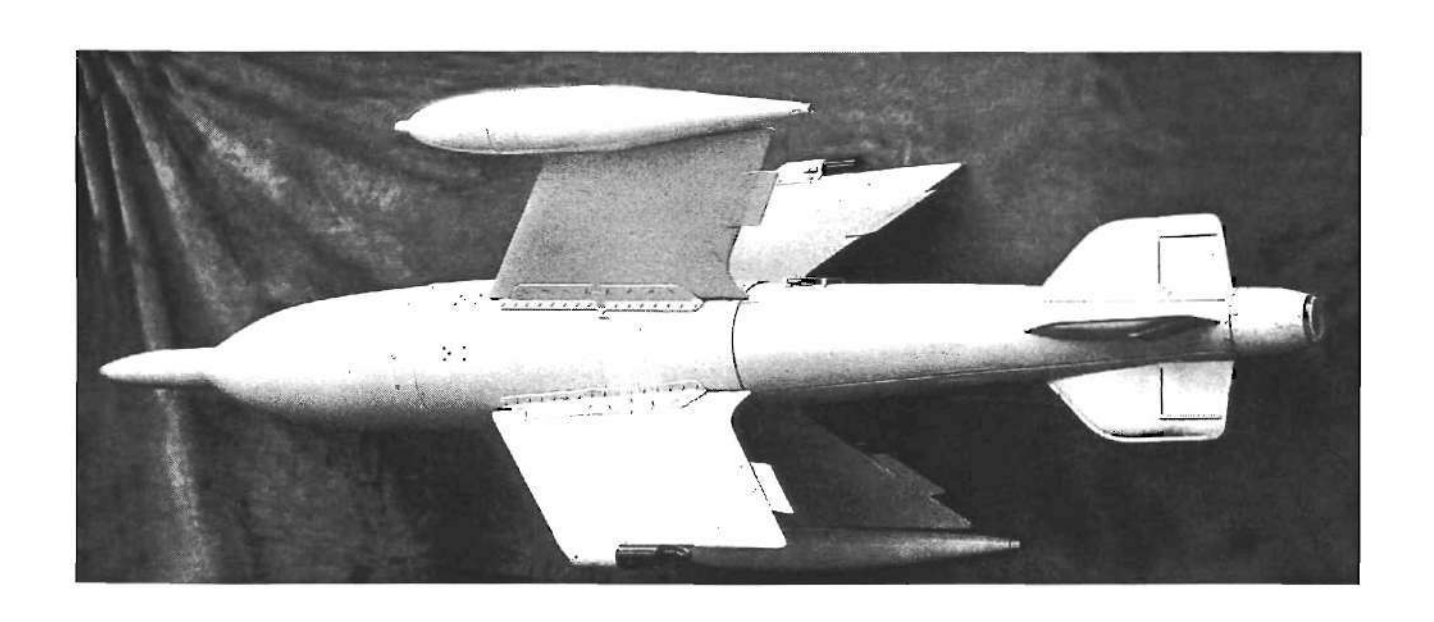


Trois vues du X-7 Rotkäppchen montrant le bras courbe qui porte le spoiler Kramer.

LE MISSILE AIR-AIR *X4*

Fusée NO3 H et TONKA + 5 Km de fils de guidage dans les extrémités d'ailes.





2.4 Evolutions des structures de l'Arsenal

2.4.1 En partant d'un groupe d'une dizaine de personnes en 1947, l'équipe E5 dirigée par J.E STAUFF atteint la centaine en 49, puis sous l'impulsion des divers programmas, le personnel continuera à se multiplier autour de moyens industriels, de technologies très variées, dont on trouvera la description ci-après (§ 2.5).

Ce sont les développements industriels initiaux, répondant aux premières conceptions de systèmes opérationnels de l'Etat-Major, qui vont alimenter techniquement (et économiquement) ces équipes. Rappelons-les :

- ***Programme AA10*** : Air-Air courte portée

A l'origine, la solution était le X4 (Ars.Aéro 5101) qui révéla vite ses défauts, et il sera remplacé par un missile supersonique guidé par radio et propulsé à poudre, L'Ars.Aéro 5103, qui sera d'ailleurs le 1er missile de l'Armée de l'Air.

- ***Programme A20*** : Sol-Air moyenne portée.

C'était un engin contre avion (Ars.Aéro 5401) à 2 étages de propulsion qui n'aboutira pas. Une version évoluée (ACAM) fut développée également sans succès, car l'Etat-Major, pressé, acheta le HAWK aux USA. Justifiée à cette époque par l'état d'avancement technologique, cette décision allait écarter les industriels français (et européens) du domaine Sol-Air moyenne Portée pendant près d'1/2 siècle (jusqu'à l'arrivée de l'ASTER).

- ***Programme CT10*** : Avion-cible

C'est l'Ars.Aéro 5501 (avec un pulsoréacteur) qui sera fabriqué à plus de 400 exemplaires; il sera même utilisé par la Royal Navy.

- ***Programme SS10*** : Engin de synthèse.

Ce missile (Ars.Aéro 5201) fut créé à l'origine pour étudier la dynamique des engins tournants, en emportant un enregistreur HUSSENOT qui (dit-on) aurait déterminé le diamètre de l'ogive. Equipé ensuite d'une charge creuse de 105 mm, il deviendra l'antichar SS 10 qui sera commandé, en attendant l'arrivée de l'ENTAC.

Il faut remarquer ici l'enchaînement des hasards qui a conduit une société à vocation aéronautique à entrer fortuitement dans le domaine Antichar!

2.4.2 Rappel sur les personnes

En 1949, le groupe compte une centaine de personnes ainsi organisées :

- Direction par J.E. STAUFF, assisté par Léon BEAUSSART

- Service de Calculs et d'Aérodynamique (ECAE) avec :

EESTERMANS, GUILLEMINET, puis SCHTCHERNBATCHEFF qui deviendra une référence dans la dynamique du vol, puis COMON, qui assurera plus tard les programmes PLUTON et ROLAND, et enfin Paul BERNIER, qui dirigera les programmes nucléaires de la Division : PLUTON puis A.S.M.P, PACAU et SPRINGER organisèrent le groupe des calculateurs, car, au départ, tout se faisait avec les tables de logarithmiques!

- Service d'électronique (ELAE) avec COLETTE (qui deviendra chef du programme MILAN) assisté par PINEL (futur chef du programme EXOCET) et SOURIANO, membre de la première de l'équipe E5 et qui suivra les évolutions de l'électronique depuis les relais électromagnétiques jusqu'aux circuits intégrés. C'est de ROUGEMONT qui continuera la mutation du service qui se ramifiera avec des extensions inertielles, informatiques et optroniques...

- Service de Propulsion (EPRE) dirigé par Guy CHAYVIALLE avec :
    - ARMAND pour les pulsoréacteurs (CT10)

- GUILLOT pour les propulseurs à poudre et à liquide. Il deviendra le Directeur technique de la Division et dirigera les réalisations, depuis le SS10 jusqu'à l'ASMP en passant par les antichars, les Air-sol, les antinavires (c'est lui qui trouvera son nom à l'Exocet), le PLUTON et les autres. Après lui, c'est LAPARRE qui conduira les études de propulsion et des équipements pyrotechniques. On lui doit l'introduction des batteries thermiques dans les missiles (à partir de la deuxième génération).

- Service "Engins en rotation" (SS10 et AA10) (EERE) dirigé par Pierre CHAYVIALLE (frère de Guy cité plus haut)

- Service "Engins type Avion" (CT10) (EEAE) dirigé par LEGER. Ce dernier périra tragiquement à Colomb-Béchar lors du 1er essai du CT10 (fonctionnement intempestif d'une fusée par une induction électromagnétique)

- Service des Essais en vol (EVE) avec AUBERT et MALAVAL (qui fut le premier "pilote" d'engins de l'Arsenal.

- Service de fabrication et de chargement : dirigé par DUPORGE, dans les ateliers de Châtillon et de l'annexe des Gâtines.

La Sécurité a été assurée par l'IG. VARINE BOHAN

Ultérieurement, l'organisation générale fut modifiée, pour accompagner l'extension et la diversification des activités de la "Division Engins", et ce pour mieux s'adapter aux caractéristiques de base des familles de matériels. J.E. STAUFF mit en place, au sein du secteur "Etudes" :

- un ensemble "Engins à moteurs aérobies", responsable des programmes Engins cible, Engins de reconnaissance, dirigé par l'ICA R. CHEVALIER, qui fut un des premiers ingénieurs du service d'origine de J.E. STAUFF à l'Arsenal de l'Aéronautique. A ce titre, il a eu des responsabilités directes dans la conception et la réalisation de nombreux éléments des premiers missiles. Il rejoindra plus tard la SEREB et deviendra vice-président d'AEROSPATIALE. L'ICA PAYELLE, puis l'ICA BIGEON ont succédé à l'ICA CHEVALIER..

- un ensemble "Engins à fusée à poudre" dirigé par J. GUILLOT, responsable des études prototypes anti-chars air-air, air-sol, sol-air, anti-navires, Pluton.

- un ensemble de "Définition des séries" dirigé par l'ICA FLEURY puis par J. RAFFAILLAC, qui deviendra président d'EUROMISSILE.

Chacun des programmes importants était confié à un "chef de programme". Par exemple, J.P. MEYER et Cl. JULE pour le ROLAND, R. DUBERNET pour le HOT, H. COLLETTE pour le MILAN. Ce dernier avait d'ailleurs établi précédemment les avants-projets SS8-SS9 et HSS, précurseurs de la deuxième génération anti-chars.

Chaque "programme" en cours pouvait faire appel, dans chaque département spécialisé des bureaux d'études (structures, propulsion, électronique, calculs, etc.), aux équipes compétentes. Cette organisation, très souple, permettait une bonne communication des résultats acquis dans chacun des programmes et une adaptation optimale des moyens les plus importants sur tel ou tel programme au moment opportun.

Rappelons encore la venue, dans les années 60 de Jean-Claude RENAUT, qui va transformer la fabrication en un ensemble pluridisciplinaire moderne intégrant les structures composites et réfractaires, la microélectronique, le dépôt sous vide, les piles thermiques, etc.... Il deviendra Directeur de CHATILLON (puis, plus tard, PDG de la CILAS).

Il faut noter qu'il a été nécessaire de répondre par soi-même aux problèmes que l'environnement français ne pouvait résoudre, ainsi que d'échapper aux embargos (officiels ou larvés) dès qu'on trouvait une solution "à l'extérieur". Ce qui a entraîné une variété d'équi-

pements industriels, que justifiait d'ailleurs la multiplicité des programmes : Antichars - Antiaériens - Air-sol - Drones - Mer-Mer...

Il a quelquefois été objecté que ceci résultait d'une volonté égocentrique de tout faire par soi-même, sans indiquer en retour quelle pouvait être l'alternative, essentiellement en termes de technique et de délais!

De sorte que la panoplie d'instruments dont le chapitre suivant fait la description a correspondu à la capacité d'action "a minima" que la Société a dû organiser pour tenir ses engagements.

Pour fixer les idées, la part sous-traitée en équipements majeurs (et sans compter la sous-traitance de fabrication dite "à façon") ressort, en coûts de production globale, à :

- plus de la moitié pour la 1ère génération
- environ les 2/3 dans la 2ème (avec les partenariats)
- environ les 3/4 avec les missiles type EXOCET.

2.4.3 De quelques orientations initiales fondatrices

Au départ d'une aventure comme celle des missiles, où l'on ne dispose pas de certitudes technologiques, les choix initiaux comptent beaucoup pour apporter le succès, ou l'échec. Et même s'ils paraissent, après coup, évidents ou mineurs, il convient d'en rappeler quelques-uns :

1 - Le Chef du Service Technique de l'Aéronautique Guy DU MERLE recommande de confier l'étude et la réalisation des charges militaires, pour les Antichars de l'Arsenal, à la STRIM, que dirige Michel PRECOUL, qui vient de l'équipe BRANDT, spécialisée dans les charges creuses (cf. Partie III chapitre 8). Cette technique va permettre de disposer de têtes de missiles, à la fois efficaces contre les blindés et adaptée à des vecteurs légers très opérationnels (au contraire de la charge "Squash Head" des britanniques qui aboutira à des systèmes peu aptes aux emplois opérationnels).

2 - En ce qui concerne la propulsion à poudre, Guy DU MERLE et FLEURY (Directeur du Laboratoire Central des Poudres) décidèrent que Georges MAIRE assurerait la liaison directe Industrie- Labo. Central. Cette simple mesure, grâce à l'action efficace de G.MAIRE, permit d'orienter les choix sur les propergols adéquats et leur mise en œuvre (cf. Partie III chapitre 3).

3 - La conduite en vol de vecteurs aérodynamiques encore mal connus incitait à douter de la capacité humaine à dominer leur trajectoire (on verra que cette crainte était excessive, du moins pour les missiles à vitesse modérée comme l'ENTAC et le SS10). Néanmoins il fut décidé de lancer le développement de goniomètres Infrarouges, pour permettre le téléguidage automatique. Au départ l'étude fut attribuée à l'ISL, qui, malheureusement, ne put rassembler les moyens nécessaires pour faire aboutir de développement dans les années 50. De ce fait, ce fut aux Etablissements Jean TURCK que revint la tâche de développer ces détecteurs (contrat avec la DEFA en 1953). Le regroupement de ces Etablissements dans la Société Anonyme de Télécommunications (SAT) ne leur enleva rien de leurs capacités techniques et les localisateurs issus des idées de J.TURCK (cellule au sulfure de plomb, modulée circulairement par une grille de façon à générer un signal dont la modulation est représentative de l'écart de l'objet visé) équipent les chaînes de guidage des missiles de 2ème génération.

Compte tenu de cet état de fait, les premiers missiles Antichars furent guidés "manuellement" ce qui permit de disposer d'armes opérationnelles dès 1955.

La première application du guidage automatique fut faite en 1961 sur le SS11 (tiré d'AMX13) ce qui prépara la suite pour la 2ème génération.

4 - On serait tenté d'expliquer les historiques comme les conclusions prévues d'analyses logiques imparables. En réalité, malgré les précautions que peuvent prendre les esprits les plus perspicaces, la nature emprunte des détours imprévisibles, qui nécessitent alors, en temps direct, une bonne capacité de "créativité" (terme plus avantageux que celui d'improvisation, mais la différence est ténue). Et c'est grâce à un tel état moral, qui se cultive au sein d'une entreprise, qu'on peut toujours réussir.

2.5. Les moyens techniques et industriels des Engins Tactiques.

2. 5 .1 . Les premiers moyens à l'Arsenal de l'Aéronautique.

Dès son retour en région parisienne, l'Arsenal de l'Aéronautique, qui a conservé quelque temps encore son usine de Villeurbanne, où il a été replié pendant l'occupation, a eu besoin, notamment pour ses essais de moteurs d'avions, d'un emplacement moins proche de l'agglomération parisienne que l'ancienne usine Brandt de Châtillon, où le Ministère de l'Air l'avait installé, à la Libération, et qui avait permis l'implantation des premières équipes d'étude et des moyens de fabrications mécaniques. Ce Ministère lui attribua un terrain militaire désaffecté, dans le bois de Verrières-le-Buisson : la batterie des Gâtines. Autrefois élément de la ceinture des forts entourant Paris, cette batterie comportait un emplacement suffisant, à l'époque, pour implanter, en surface, des bancs d'essai de moteurs à pistons (essentiellement en vue de la mise au point d'un moteur 24 H à partir d'éléments de moteurs d'avions allemands).

Le Service Engins Spéciaux se vit attribuer la partie du fort dominant la vallée de Verrières, c'est-à-dire les tranchées caponnières, et emplacements de batteries d'artillerie, a priori devant convenir aux essais de pulsoréacteur, et moteurs fusée.

C'est donc dans une tranchée du fort que fut installé, dès 1947, un banc de pulsoréacteur pour la cible CT 10 et un banc d'essai "suspendu" , ainsi appelé parce que la table en était suspendue, de façon très souple, à un haut portique, de façon à pouvoir évaluer les performances des moteurs fusées, par mesure des impulsions ou par des dynamomètres. Il faut se souvenir que les moyens de mesure de l'époque étaient très primitifs. Dans les fusées à poudre, par exemple, on disposait pour les mesures internes, avant 1950, seulement du "crusher", dispositif qui était utilisé en artillerie, pour évaluer la pression maximum générée dans le tube du canon, lors du départ du coup. Ce crusher consistait en un petit cylindre d'acier, relié à l'âme du canon par un tube (ou de la chambre de combustion de la fusée) . Un piston, mobile dans le cylindre, écrasait, lors de la montée en pression, une éprouvette de cuivre recuit. La mesure, au palmer, de l'écrasement de l'éprouvette, donnait, grâce à des tables, une idée de la pression maxi qui s'était produite dans la chambre de combustion. Par la suite, on a pu utiliser les manomètres enregistreurs "Mahiac", à ressort et à tambour tournant, et avoir ainsi des idées plus précises de l'évolution de la pression dans la chambre de combustion, en fonction du temps. Encore que les performances dynamiques de ce moyen n'étaient pas très élevées. Il a fallu attendre l'apparition de capteurs de pression beaucoup plus "raides" et la possibilité de mesurer des déformations élastiques beaucoup plus faibles, grâce aux jauges "Strain - gages", ou aux capteurs piezo - électriques, pour disposer de moyens de mesures de pression à bandes passantes beaucoup plus élevées.

Le "pulso" a très vite réussi à fonctionner, grâce à une équipe dirigée par Paul Armand, et grâce aux conseils des ingénieurs Allemands (Karl Eiselé principalement) par similitude du pulso du V 1.

Côté fusée, le programme fixé était la réalisation d'une fusée à oxygène liquide et méthanol, d'une poussée nominale de 3 tonnes, devant tenir des durées d'environ 100 secondes. Le Professeur Sänger en fut le principal artisan, notre équipe a eu également des

contacts avec l'I.C. Barré, mais les deux approches du problème de cette fusée de 3 T, étaient différentes. Dr Sänger préconisait des pressions de fonctionnement élevées, 50 bars, ou même 100 bars, dans la chambre de combustion. I.C. Barré misait sur des pressions beaucoup plus faibles de l'ordre de 10 bars. Finalement, les conceptions du Dr Sänger s'imposèrent avec des réalisations très audacieuses pour l'époque, par exemple, chambre de combustion à parois minces en métal très conducteur (cuivre ou même alu), présentant de très nombreuses canalisations, dans lesquelles circulait, à grande vitesse, notamment au niveau du col, pour le refroidissement de la paroi, le méthanol, avant d'être injecté dans le fond avant de la chambre de combustion par une série de petits orifices. L'oxygène liquide pénétrait, lui aussi injecté par de nombreux orifices, par une pompe, directement dans le fond avant de la chambre. L'allumage initial était provoqué par une injection de zinc diéthyle, auto inflammable au contact de l'air. L'oxygène liquide était livré aux Gâtines, par la Société Air Liquide, par quantités de l'ordre de 200 l, sur une remorque spéciale. Malgré la complexité des problèmes nouveaux soulevés par ces techniques (par exemple, l'oxygène liquide est extrêmement dangereux s'il entre en contact avec les corps gras, car le mélange est détonant), nous n'avons pas eu à déplorer d'accident lors de la centaine d'essais qui ont été réalisés au banc suspendu. Les performances obtenues ont été absolument conformes aux spécifications demandées.

Et c'est là que se place un épisode capital pour l'avenir des engins de l'Arsenal. J.E. STAUFF, en accord avec les autorités de tutelle, décida, en février 1950, malgré les résultats encourageants des fusées à liquides et même contre l'avis de beaucoup de spécialistes "fusées" de l'époque, qui démontraient que les fusées à liquides avaient des potentialités théoriquement supérieures à celles que pouvaient offrir les propergols solides, décida d'arrêter le programme oxygène liquide/méthanol et de miser à fond sur les fusées à poudre. Solution qui semblait, notamment pour les petits missiles dont l'étude commençait à l'Arsenal, la seule solution pratique pour des matériels genre "munitions". La décision de transformer le banc de fusées à liquide en banc de fusées à poudre date du début de l'année 1950. Les installations "liquides" furent démontées et la reconversion vers la technique des fusées à poudre s'opéra progressivement.

- Entre temps, un accord était intervenu avec l'établissement de Satory, pour la location d'un banc d'essai fusées à poudre de décollage du CT 10 et le prêt de magasins pour le stockage des blocs de poudre.

- Pour le SS 10, les travaux de mise au point du petit propulseur à 2 étages, ont été effectués, en grande partie, au Centre d'Etudes du Bouchet. L'Arsenal a détaché pour la phase d'étude et de développement du propulseur de l'engin SS 10, une équipe de plusieurs ingénieurs et techniciens au Bouchet, dans le service de l'ingénieur militaire Maire (notamment R. Bardet et J.Guillot), dans lequel elle fut complètement intégrée et qui fut finalement à l'origine d'une excellente coopération avec la Direction des Poudres, pour les problèmes de conception des propulseurs à poudre et leur adaptation aux missiles.

2. 5 . 2. Le développement des moyens aux Gâtines.

Le virage "poudre" étant, dès 1950, définitivement pris, les installations des Gâtines ont été progressivement adaptées aux problèmes spécifiques nouveaux, dont les intercepteurs de jet. On verra, par ailleurs, le cheminement qui fut nécessaire pour leur mise au point. Retenons ici, la création des moyens nouveaux, importants pour les mesures de force de gouvernes et pour la mise au point des mécanismes de commande des intercepteurs. Il a fallu implanter un banc vertical et concevoir les appareils et méthodes de mesure adaptés.

Par ailleurs, le banc suspendu a été entièrement dévolu à la mise au point de fusées à poudre plus puissantes, puis remplacé par une table fixe capable de permettre les essais des fusées à poudre encore plus puissantes.

Dès les premiers succès du SS 10, est apparu le besoin d'organiser des ateliers d'assemblage du missile. Il n'était pas pensable de faire le chargement des propulseurs à poudre à Châtillon (on dira les précautions supplémentaires de climatisation, d'étanchéité, etc. qui ont dû être introduites). De petits ateliers de chargement ont été réalisés dans l'emplacement des Gâtines, en respectant au mieux les règles de sécurité nécessaires aux ateliers pyrotechniques (petites unités suffisamment séparées par des merlonnages , fonction des tonnages de poudre mis en œuvre, etc.)

C'est là qu'on a dû prévoir aussi l'assemblage final des missiles complets, les éléments non pyrotechniques étant réalisés à Châtillon.

Assez rapidement, cependant, l'augmentation des cadences de fabrication, quoique encore modestes, nécessitait la mise en place de magasins de stockage des éléments pyrotechniques en amont (poudre noire, blocs de poudre SD, inflammateurs, etc.) et le stockage des missiles en attente d'essai et en attente de recette et de livraison. La DTI mit à la disposition de l'Arsenal, toujours dans le Bois de Verrières, une annexe de la batterie des Gâtines, spécialement pour le stockage amont et aval. Mais ce moyen supplémentaire se révéla vite insuffisant.

A signaler aussi, l'aide procurée par le Centre d'Etudes du Bouchet, qui mit à notre disposition, un grand magasin de stockage de poudre destiné plutôt à servir d'entrepôt pour nos chargements prototypes.

2. 5 . 3. Le développement des moyens de production et d'essais vers la province.

A cette même époque (vers 1955/56) les Services Officiels, voyant l'extension de nos activités missiles et l'impossibilité d'agrandissement suffisant aux Gâtines (ceci étant lié à la tendance de l'époque à décentraliser les activités industrielles vers la province), poussèrent Nord-Aviation à développer son activité "missiles" dans la région de Bourges. Bourges présentait, en outre, l'intérêt de la proximité d'importants établissements de la DEFA et, également, du champ de tir de Bourges. L'ancienne usine d'aviation Hanriot, d'abord faisant partie de la SN du Centre, puis de la SNCAN, située en bordure du terrain d'aviation de Bourges, possédait, déjà, d'importants ateliers de mécanique et de tôlerie. De plus, un projet d'implantation d'une usine "engins" fut établi et en grande partie financé par les crédits américains. Cet ensemble, pensé dès l'origine pour les assemblages d'éléments pyrotechniques, avec les règles de sécurité alors en vigueur, fut réalisé à l'autre extrémité de la piste de l'aérodrome. Cet ensemble, beaucoup plus fonctionnel, a vu notamment la production en grande série de l'antichar SS 11 et de l'ENTAC. Il a été ensuite adapté aux productions MILAN, HOT, et de certains sous-ensembles du ROLAND.

2. 5 . 4. La constitution d'un grand ensemble cohérent, de moyens pour faire face aux programmes des missiles de la Division DE.

L'augmentation des cadences et des programmes, a, de nouveau, montré la nécessité impérieuse de disposer de moyens industriels plus puissants. En 1960/61, une prospection dans la banlieue de Bourges s'est arrêtée un instant sur un projet d'implantation de nos bancs d'essais fusées à poudre (jugés de plus en plus indésirables aux Gâtines, à proximité de Verrières) dans d'anciennes carrières à La Chapelle Saint-Ursin .

Finalement, tout près de là, un grand terrain boisé, environ 59 hectares, a été acquis par Nord-Aviation au Subdray, en novembre 61. Là, on a pu installer d'abord, d'importants moyens d'essai de fusées à poudre, ceci en tenant compte des acquis des Gâtines, et avec les conseils des ingénieurs des poudres et des spécialistes "Sécurité", notamment de l'IG De Varine Bohan et de ses successeurs. Le département propulseur, sous les ordres de J. Laparre, a dirigé la conception et l'implantation de nouveaux bancs d'essais de propulseurs à poudre, en détachant, sur place, une partie du personnel de Châtillon, sous la conduite de l'ingénieur Charles.

Quelques années plus tard, des opportunités d'agrandissement de ce site se sont présentées, ce qui a porté la superficie totale de l'établissement du Subdray à 200 hectares.

L'acquisition de ce vaste emplacement a permis un redéploiement cohérent des moyens techniques et industriels de la Division, et ceci, au fur et à mesure de la croissance très vive de ses activités.

Suite à tous ces aménagements successifs, la Division disposait en 1974 :

- de la quasi totalité de l'établissement de Châtillon (depuis la fusion Nord/Sud/ SEREB dans l'AEROSPATIALE).

- de l'annexe des Gâtines.

- des ateliers de mécaniques, tôleries, matières plastique, etc., de l'usine de "Bourges - Aéroport" (en grande partie dévolus aux missiles).

- De l'usine "Bourges - Engins".

- Du Centre du Subdray.

Les effectifs approchaient 6000 personnes, dont environ 3500 à Châtillon/Gâtines. Les effectifs des départements spécifiquement "Etudes et Essais" atteignaient environ 1300 personnes (ingénieurs et techniciens) dont, environ, 40% étaient des ingénieurs (électroniciens, aérodynamiciens, chimistes, mécaniciens, etc.) de haut niveau, et dont la plupart avaient suivi des formations complémentaires, très spécialisées.

La plupart de ces départements d'étude étaient basés à Châtillon et aux Gâtines. Mais il avait fallu aussi détacher des antennes permanentes de ces départements, dans les autres établissements , Bourges-engins - Bourges-Subdray, pour exploiter, au mieux et dans les meilleurs délais, les résultats des travaux et remarques relatives aux fabrications, récoltés sur place. D'où des liaisons fréquentes, initiées à l'intérieur de chaque département, et au niveau général des études et de la Direction de la Division. Un système de télé conférences à même été réalisé, pour une connexion rapide et facile entre ces "intervenants études".

Le chiffre d'affaire allait croître de façon exponentielle, en particulier grâce aux exportations et cessions de licences.

Cette situation résultait, pour beaucoup, du souci constant de rassembler et de développer les moyens spécifiques à cette industrie des missiles, notamment dans les domaines où la sous-traitance s'était révélée impossible, parce qu'inexistante, ou même inexplorée dans l'industrie courante - cas des propulseurs à poudre, gyroscopes à poudre - des piles thermiques - des fils de télécommande, etc., mais aussi pour optimiser les intégrations de toutes ces techniques, dont la plupart exigeaient des conditions d'ambiance de sécurité contraignantes et des conditions d'emploi très particulières, du type "munitions", telles que :

- durée de vie de stockage élevée dans des conditions climatiques sévères;

- disponibilité immédiate au combat.

- niveau de qualité de bon fonctionnement très élevé.

- ... etc. ...

Les difficultés de mise au point rencontrées lors des développements prototypes nous avaient convaincus de cette nécessité de rassembler le maximum des techniques spéciales impliquées dans la conception des matériels, souvent d'ailleurs parce qu'on ne savait pas définir des spécifications précises de sous-ensembles séparés. Dans bien des cas, les empilements de tolérances de ces spécifications pouvaient conduire à des incompatibilités et 'il fallait, en permanence et très rapidement, pouvoir réagir pour préciser davantage les définitions à exiger.

Dès 1955, la division entreprit une importante évolution des procédés de fabrication, suite à l'apparition de matériaux nouveaux (matières plastiques, nouveaux alliages métalliques, etc.), évolution qui amena les ateliers à se doter de machines nouvelles (machines à bobiner les enroulements filamentaires, soudures par bombardement électronique sous vide, usinage par électroérosion, réalisation de circuits imprimés pour l'électronique, etc.). Ces machines nouvelles introduisirent progressivement des procédés de programmation automatique, des systèmes de commande numérique, annonciateurs des machines conversationnelles des années 80 et de la future robotique. Par exemple, en micromécanique, on mit en service une machine pour l'équilibrage automatique des toupies de gyroscope, par enlèvement sur la toupie de matière par action d'un faisceau laser. Par exemple on mit au point, pour les besoins des piles thermiques, une installation de dépôt sous vide de calcium métal sur des supports d'électrodes en nickel.

Nous allons maintenant détailler rapidement la répartition, à cette époque, des principaux moyens techniques et industriels, par grande famille d'activité dans les différents centres.

Châtillon et annexe des Gâtines.

- La direction de la Division.
- Les services administratifs généraux.
- Les services commerciaux.
- Les bureaux d'Etudes - Les laboratoires d'électronique.
- Le département des essais en vol et au sol.
- La direction des fabrications.
- Les ateliers de mécanique prototype spécialement orientés vers les techniques modernes de fabrications complexes, adaptées aux séries moyennes (centres d'usinage - travaux sur les matières plastiques nouvelle, etc.)
- Les ateliers de micromécanique.
- Les ateliers d'intégration prototypes (hors éléments pyrotechniques).
- Les bancs de déroulement des fils de guidage pour les mises au point et les recettes de série.

Aux Gâtines.

1 - Un département d'études aérodynamique et mécanique du vol, doté de moyens très importants qui ont été constamment développés et renouvelés.

On se souvient des débuts où cet embryon de département faisait les calculs à la main, avec la table de logarithmes et la règle à calcul.

On se souvient des calculateurs et calculatrices (en chair et en os !) penchés à longueur de journée, par exemple sur des calculs pas à pas d'équilibres chimiques pour évaluer le γ des gaz, lors de la détente dans la tuyère de la fusée à oxygène liquide.

L'informatique qui pénétrait les machines de l'atelier avait déjà bouleversé les moyens de calcul du bureau d'études.

On se souvient de l'apparition des premières machines à calculer analogiques (à lampes !) aux volumes impressionnants "Analag" "Derveaux" etc., puis de l'apparition des machines digitales dont les progrès si rapides amenaient la péremption tous les 4 ou 5 ans.

Comme l'indique L. Beaussart (directeur adjoint de la Division) :

La Direction des Engins de Châtillon, attentive aux prémices de l'ère des ordinateurs, fit de Châtillon / Gâtines l'un des premiers établissements industriels français à s'équiper en moyens informatiques , deux années seulement après l'installation en France du 1er ordinateur IBM 704. Un ordinateur Gamma AET - Bull fut mis en service dès 1958, qui utilisait en même temps des prestations du service central IBM de Paris. En 1960, l'usine se dota de 2 calculatrices arithmétiques binaires CAB 3 018 conçues par la Société française d'électronique et d'automatisme (SEA). C'étaient encore des machines à lampes, mises à notre disposition par l'Etat. Ces calculatrices de la 1ère génération avaient été conçues initialement pour participer au guidage d'engins tirés de la base d'Hammaguir. Elles furent adaptées ensuite pour fonctionner comme des ordinateurs classiques, avec lecteurs à rubans perforés, une perforatrice de sortie pour la restitution des résultats et une machine à écrire électrique. Malgré des performances modestes, des difficultés de programmation et de mise au point, ces ancêtres de l'"ère informatique" installés à Châtillon, rendirent de grands services aux ingénieurs travaillant sur les programmes SS 11, AS 30, CT 41, SM 20, MM 20.

La puissance de calcul de ces premières machines s'avéra rapidement insuffisante. Les prestations du service central IBM, utilisées de plus en plus fréquemment, coûtaient très cher. En 1964, il fut décidé d'acquérir un ordinateur propre à l'usine : un IBM 7 040, de 2ème génération qui fut installé aux Gâtines. Cette machine, 50 fois plus puissante que les CAB, prenait en compte, d'une part les besoins classiques de calcul (trajectoire, guidage, pilotage aérodynamique) et d'autre part, les besoins nouveaux relatifs aux techniques de "simulation hybride" des vols d'engins. Mais, ces besoins réclamaient bientôt de nouveaux moyens plus puissants et, en 1967, furent installés, aux Gâtines, un ordinateur universel de 3ème génération (IBM 360 - 50), un ordinateur industriel de 3ème génération et un lecteur de bandes magnétiques analogiques (FR 1300 AMPEX).

La vitesse de calcul de l'époque 1960 fut alors multipliée par cent. A partir de 1969, le conversationnel graphique commença à intéresser les informaticiens de l'établissement et le 1er terminal graphique conversationnel (IBM.2250) fut acquis en 1970. Les applications graphiques, sur écran cathodique : tracés de courbes avant essais en soufflerie, analyse de circuits électroniques, simulations de départ de missiles, etc., étaient fort appréciées et rapprochaient l'ingénieur de l'ordinateur. Mais l'exiguïté de la mémoire centrale ne permettait que l'exécution de 2 ou 3 programmes en multiprogrammation.

Une nouvelle phase de l'informatique scientifique fut lancée en 1980 et l'accroissement des capacités de la Division s'est poursuivi au fur et à mesure de l'apparition des calculateurs plus puissants et plus performants, avec les possibilités de connexions avec les moyens informatiques les plus puissants disponibles à l'échelon national (CRAY de l'ONERA, par exemple).

Ce département d'études initiait également les campagnes d'essais en soufflerie, notamment à l'ONERA (Meudon, Modane, Le Faugas).

C'est dans ce département, plus particulièrement, que se développèrent, à partir de 1955, les travaux théoriques relatifs aux techniques des "asservissements", l'étude systématique des "boucles de guidage des missiles", par exemple leurs conditions de stabilité. Ces travaux étaient déjà bien avancés aux Etats-Unis (voir par exemple l'ouvrage GUIDANCE "principles of guided missile design" ou bien les ouvrages et enseignements diffusés en France par des ingénieurs militaires dont Gilles, Pellegrin, Decaune, qui furent eux-mêmes formés aux Etats-Unis dans ces disciplines). Ces travaux exigeaient des moyens de calcul de plus en plus puissants.

2 - Une unité prototype de recherche et d'amélioration des piles thermiques, relevant du département d'étude propulsion.

3 - Une unité de recherche et développement des techniques de chimie : matières plastiques - enroulement filamentaire - revêtements réfractaires pour les propulseurs, etc.

4 - Un banc d'essai des traceurs pyrotechniques réutilisant une installation d'étude de postcombustion pour réacteurs d'avion, etc.

A Bourges Aéroport.

- Ateliers d'usinage des pièces mécaniques avec, dès le début des années 70, les premières mises en service de chaînes automatiques de transfert, pour la production de série MILAN, puis HOT.

- Ateliers de mise en forme des revêtements réfractaires pour les propulseurs, notamment pour les tubes de liaison, avec préparation des résines avec leurs additifs, enceintes de polycondensation après les moulages en forme, sous pression, etc.

A Bourges engins.

- Chaîne d'assemblage des missiles antichars . D'abord pour la production du SS 11 et de l'ENTAC, qui furent converties en chaîne plus automatisée pour la production du MILAN.

- Chaîne d'assemblage du HOT.

- Une chaîne de fabrication des générateurs de gaz MILAN, à partir du concept bobinage sur poudre (voir description du missile MILAN), des batteries de machines automatiques de bobinage des fils de verre imprégnés de résine avec, pour chacun, une programmation commandant plusieurs (3 ou 4) machines en parallèle. Ceci pour tenir les cadences de fabrication en série.

- Un atelier d'enroulement filamentaire, notamment pour les tubes de lancement du MILAN, muni de batteries de machines de mêmes principes que pour les générateurs de gaz.

- Un atelier de production des piles thermiques qui a été progressivement automatisé.

- Un atelier de chargement des propulseurs du ROLAND.

Cette usine "Bourges engins" avait, notamment, les moyens de test nécessaires à la vérification de la qualité de ses fabrications incluant les éléments pyrotechniques.

A Bourges Subdray.

Les grandes surfaces disponibles ont permis la mise en place progressive et méthodique de moyens industriels hautement spécialisés, très importants. On peut citer :

1 - Une zone de stockage "amont" pour éléments pyrotechniques, constituée d'une série de magasins spécialisés, répondant aux normes de sécurité en vigueur, et destinés à entreposer tous les éléments pyrotechniques en attente de recette et en attente d'utilisation dans les ateliers d'intégration des missiles (y compris les lots recettés de charges militaires).

2 - Une zone de chargement des propulseurs à poudre, dans des bâtiments munis des conditionnements requis (température, degré hygrométrique) et respectant les consignes de sécurité.

3 - Une zone d'assemblage final pour l'intégration des missiles de taille importante, AS 30, EXOCET, PLUTON, ROLAND, avec intégration de la charge militaire (sauf pour PLUTON).

4 - Une zone de stockage de missiles terminés, (y compris les missiles antichars qui continuaient d'être assemblés à Bourges engin). Les magasins de cette zone sont du style "igloo", respectant les concepts des dépôts de munitions avec les règles de tonnage maxi par magasin, merlonages, distances de sécurité ... etc. ...

5 - Une zone bancs d'essais des propulseurs à poudre, comme déjà mentionné, avec des bancs de grandes capacités, mais aussi, éventuellement, très spécialisés pour l'étude d'utili-

sation de propergols nouveaux et la mise au point et les recettes, non seulement des performances "propulsion", mais des fonctions annexes de missiles, fonctions liées directement au propulseur lui-même.

6 - Un tunnel de tir, présentant 2 pistes d'essai en vol réel, l'une de 100 mètres de longueur, l'autre de 200 mètres. Ce moyen s'est révélé particulièrement utile pour la mise au point des phases de départ des missiles. On pouvait ainsi tester, sans avoir besoin de recourir aux champs de tir, les séquences si complexes des premières secondes de vol, avec, en outre, la possibilité de recourir à beaucoup de moyens d'observation et de mesures, externes et internes, comme, par exemple, des caméras ultrarapides disposées dans le tunnel lui-même. Pendant ces premiers instants du vol réel, le missile quitte la rampe, éventuellement déploie ses ailes, dépose son ou ses fils de guidage, commence son auto rotation, allume ses traceurs, etc., toutes opérations qui doivent être réalisées de manière particulièrement précise et reproductible. On sait, en outre, toute l'importance, par exemple pour les antichars à télécommande automatique, des dispersions de trajectoire au départ. Le tunnel de tir a permis des analyses très poussées, facilitant les mises au point, dans les meilleures conditions, d'économie et de délais minima.

Un emplacement aménagé, à l'entrée du tunnel, permettait la présentation, "en vraie grandeur", des véhicules de tir, pour étudier aussi l'aménagement optimum de l'installation sur différents véhicules (tireurs de HOT, par exemple).

En complément, dans ce tunnel, fut installé un "rail d'accélération" permettant de soumettre certains sous-ensembles réputés fragiles, à des tests d'accélération brutale, simulant un départ "canon", pour vérifier, et au besoin corriger, les définitions pour assurer le fonctionnement sans défaut. Ce fut, par exemple, utile pour la définition des piles thermiques, du gyroscope, des traceurs, etc., du MILAN, qui part avec 900 g. Ce moyen est aussi utilisé pour les recettes en série des lots de ces éléments partiels. Le moyen de ce lancement type "canon" utilisé ici, fut, tout naturellement, le tube de lancement du "MILAN" avec son générateur de gaz, fonctionnant en canon sans recul.

7 - Un ensemble très complet de moyens d'essais climatiques et mécaniques, permettant d'appliquer aux matériels, en cours de mise au point, ou pour des recettes de lots de série, les clauses techniques, dans tous les domaines exigés, avec les combinaisons températures vibration, chocs, cycles complets les plus représentatifs des conditions opérationnelles d'utilisation.

De très grandes chambres climatisées ont même permis de réaliser des cycles de vieillissement accéléré, pour des matériels devant , par exemple, résister à des environnements tropicaux ou de froid extrême.

* * * * * * * *

L'ensemble de ces zones, dites sensibles, a dû tenir compte des règles de sécurité, non seulement pour elles et entre elles, mais aussi des servitudes très codifiées, par rapport à "l'extérieur". Par exemple : distances à la route nationale qui longe l'établissement.

La superficie totale a permis d'implanter, outre les servitudes habituelles - gardiennage, cantines, etc. - d'autres activités techniques non pyrotechniques, qu'il était très souhaitable de regrouper pour constituer un ensemble homogène et très puissant de conception, d'essai, d'intégration finale et d'exploitation des résultats de nos missiles.

C'est dans cet esprit qu'on a pu implanter, hors zones sensibles :

8 - Un ensemble de simulation avec table 3 axes aux performances dynamiques très élevées (table Carco importée des USA), permettant de pousser très loin, la reconstitution du comportement en vol des missiles, et en y incorporant progressivement les éléments réels (gyroscopes, autodirecteurs, gouvernes, etc.), en introduisant dans les boucles d'asservissement, les éléments provenant des paramètres non simulables au point fixe (efforts aérody-

namiques, poussées des propulseurs, action des gouvernes de jet, par exemple) lesquels étaient fournis par les ordinateurs associés, programmés à partir, par exemple, des essais en soufflerie, essais au banc des propulseurs. Le recoupement, sur ces installations, des résultats d'essais en vol réel (par exemple, fournis par les cinéthéodolites des champs de tir), ont permis d'affiner, très bien, ces simulations et d'optimiser, ainsi, les définitions et réglages des matériels.

9 - Des installations d'accueil pour la formation de stagiaires, avec salles de cours "magistraux", laboratoires pour la formation pratique d'utilisation de nos matériels, salles d'entraînement sur simulateurs de tirs.

L'ensemble des moyens missiles Châtillon/Gâtines était dirigé par J.C.Renaut, directeur d'établissement.

L'ensemble des moyens de Bourges fut dirigé par Mr Puységur, puis par G. Barroy.

Incidence des travaux dans le cadre Franco-Allemand. (EUROMISSILE).

On a vu (Coopération Franco-Allemande, Partie 4.) que la volonté politique de rapprochement entre la France et l'Allemagne s'est concrétisée par un traité de coopération, signé en 1962, dans le cadre duquel, les deux Etats décidèrent de réaliser, en commun, plusieurs systèmes d'armes devant doter leurs armées, dont les antichars "MILAN" et "HOT", et le sol/air "ROLAND".

Parallèlement, Nord-Aviation (devenue Aérospatiale) et Bölkow Entwicklungen KG (devenue MBB) signèrent en 1962 un accord de coopération industrielle. En 1965, les deux sociétés partenaires ont créé la société UVP (Union pour la Vente des Produits) qui avait pour objectif de commercialiser les trois systèmes d'armes produits en commun, dont le développement touchait à sa fin. Plus tard, la coopération se renforçant, il est apparu opportun de remplacer UVP par une structure industrielle commerciale plus resserrée et aux objectifs plus ambitieux, d'où la création, en 1975, du GIE (Groupement d'Intérêt Economique) EUROMISSILE, dont les statuts comportent une clause de "responsabilité conjointe et solidaire" et qui fonctionne avec trois grands principes :

- La parité qui s'exerce au niveau des prises de décision, du partage des tâches, du partage des risques et des résultats financiers.

- La transparence qui résulte de la participation ou de l'adhésion des Sociétés mères aux décisions à tous les niveaux - clés.

- L'efficacité qui résulte d'une organisation originale permettant d'utiliser au mieux la somme des investissements intellectuels et matériels des deux sociétés de premier plan et même du potentiel industriel des deux pays.

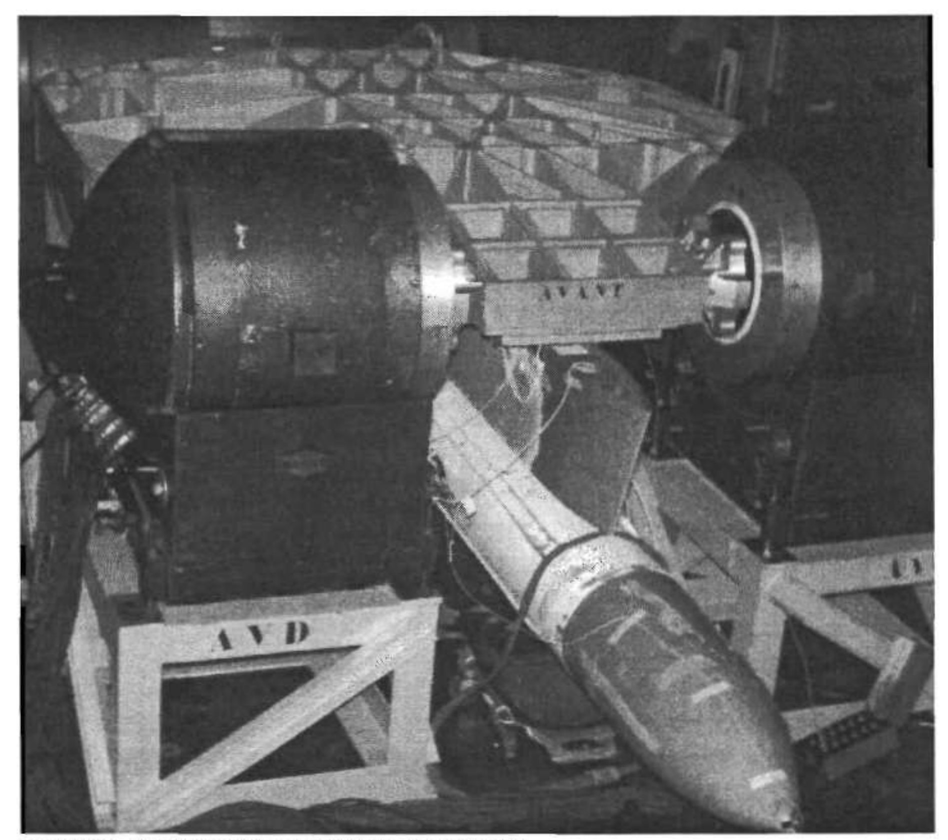
Le fonctionnement d'EUROMISSILE est assuré par :

- L'assemblée des membres qui a pour tâches essentielles de nommer les administrateurs, de contrôler la gestion, de définir les grands objectifs, de lancer les programmes nouveaux.

- Le Conseil de gérance qui prend les grandes orientations techniques, industrielles, commerciales et financières, dans le cadre des objectifs fixés par l'assemblée des membres.

Cette organisation bi-latérale a permis de disposer pour les programmes communs, de moyens notamment industriels nettement élargis, non seulement chez les deux partenaires principaux (Aérospatiale et MBB) mais aussi chez les grands sous-traitants (électronique, charges militaires, etc.)de moyens spécialisés encore plus puissants. L'optimisation de l'utilisation de ces moyens étant assurée par l'organisation EUROMISSILE .

EUROMISSILE a été finalement installé à Fontenay-aux-Roses, en banlieue parisienne. Les effectifs ont atteint 230 personnes.



STATION D'ESSAIS VIBRATIONS MECANIQUES PAR POTS VIBRANTS SYNCHRONISÉS

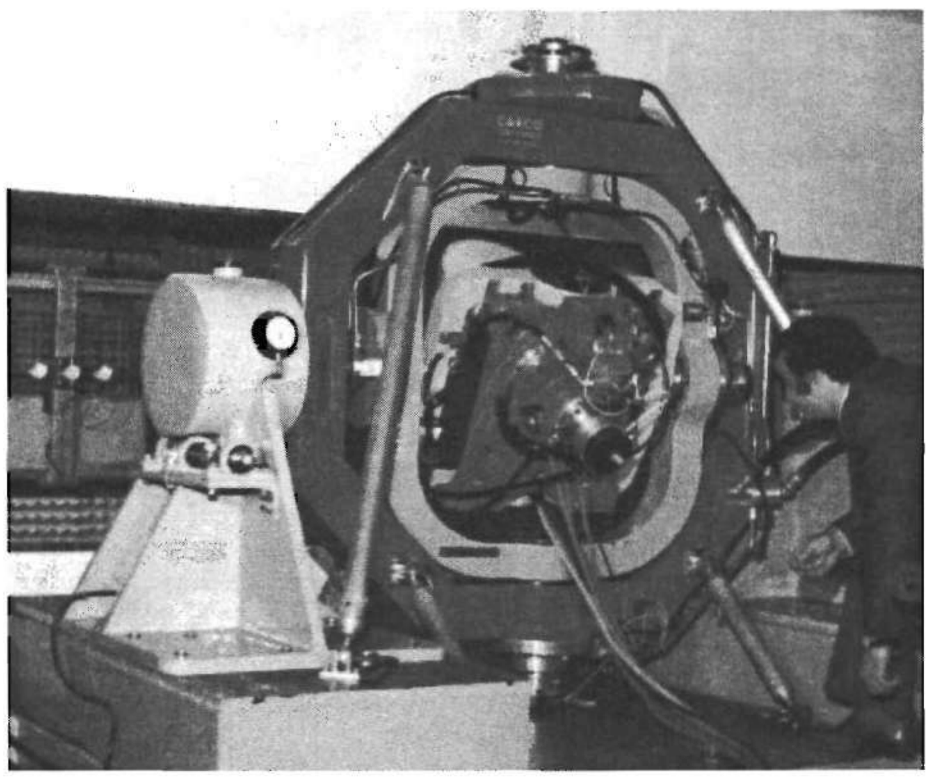
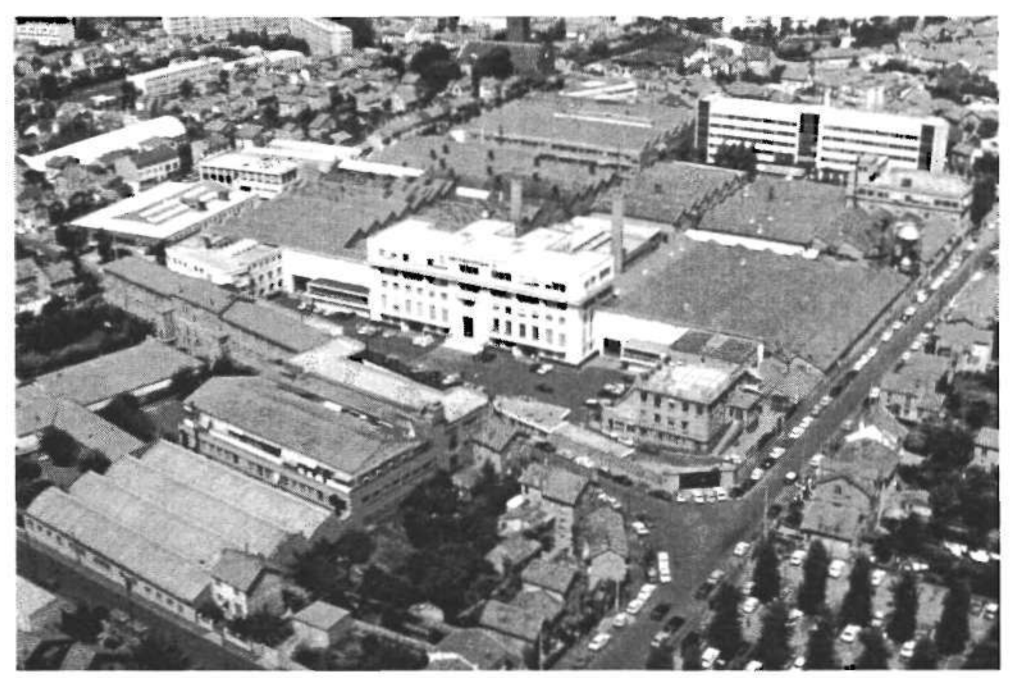


TABLE 3 AXES DE SIMULATION DE VOL



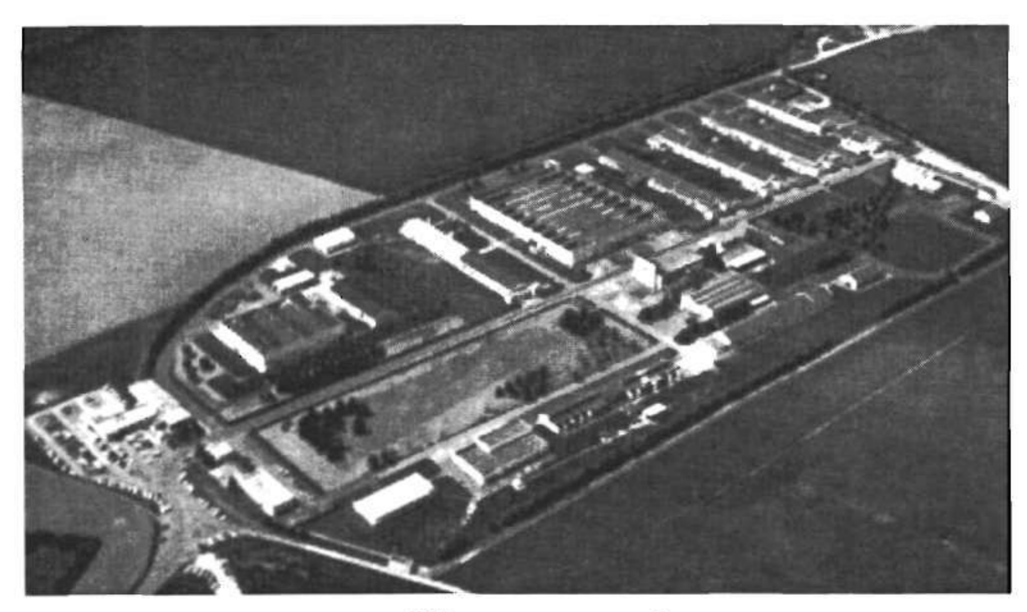
ETABLISSEMENT DE CHATILLON
(Vue générale)



ETABLISSEMENT DE BOURGES AEROPORT
(Vue générale)

1050 machines :
871 classiques
105 séquentielles
73 à commandes numérique

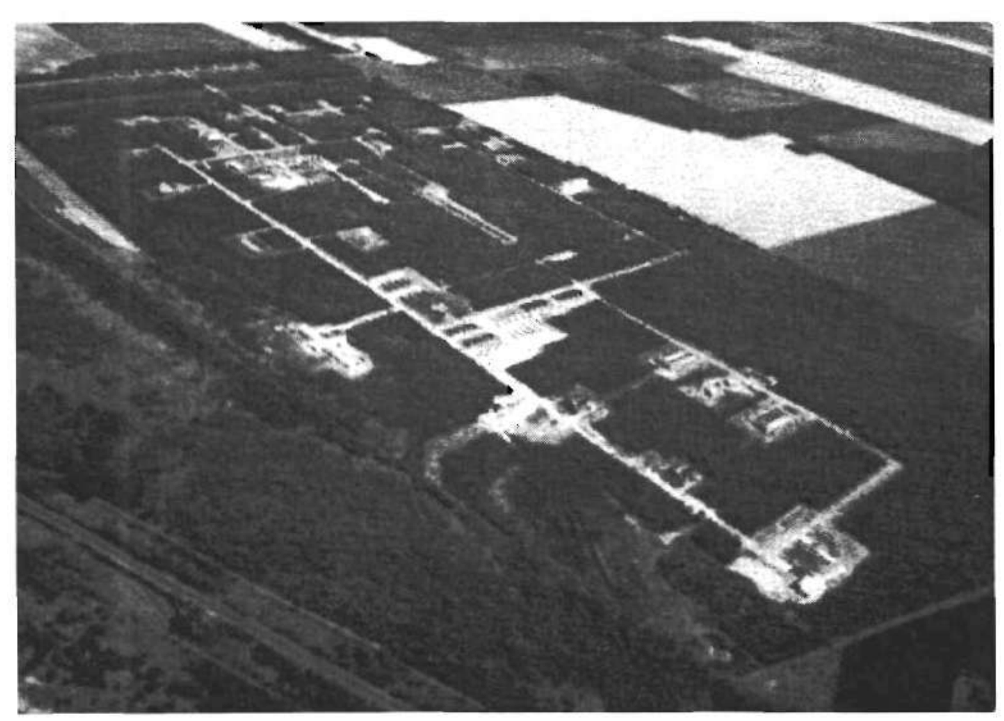
Emprise : 199 827 m²
Surface plancher : 94 999 m²



ETABLISSEMENT DE BOURGES ENGINS
(Vue générale)

14 872 m² d'ateliers conditionnés
pour les chargements pyrotechniques

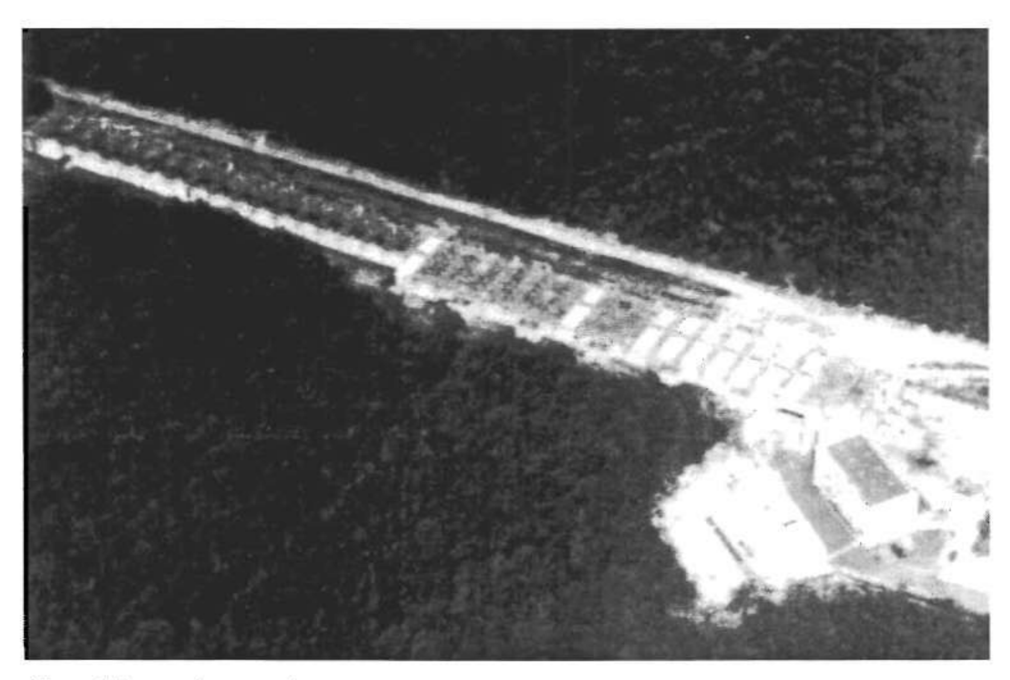
Emprise 173 372 m²
Surface plancher 30 320 m²



ETABLISSEMENT DE BOURGES/SUBRAY
(Vue générale)

Emprise 1 922 650 m²
Surface plancher 43 539 m²

LE TUNNEL DE TIR : COMPLEMENT D'UN CHAMP DE TIR



Vue aérienne du tunnel



Vue interieure du tunnel

Chapitre 3
CONCEPTIONS ANTICHAR

3.1 : Expériences issues de la Guerre :

Les chars ont constitué, dès 1940, les vecteurs offensifs les plus efficaces pour ouvrir le front à l'infanterie. Leur résistance à encaisser les coups dépend essentiellement de la qualité de leur blindage, ce qu'on peut mesurer par l'épaisseur et par la forme (inclinaison des parois).

L'épaisseur du bouclier frontal passa de 40 mm (RENAULT R 35, M3 GRANT) à 60 mm (B1, T 34, PANZER III), 90 mm (M4 SHERMANN, PANZER IV), 120 mm (PANTHER, TIGRE, CHURCHILL) et jusqu'à 200 mm sur l'auto-canon ELEFANT. L'inclinaison des blindages fut initiée par les Russes sur le T 34 et fut appliquée sur le PANTHER allemand, et inspira ensuite toutes les architectures de chars ultérieurs.

- L'obus à grande vitesse (tiré de canon) a été la seule arme antichar efficace contre les blindages, grâce à son énergie cinétique, jusqu'à l'apparition de la charge creuse.

Ainsi les canons antichars suivirent, en calibre, l'évolution des blindages en devenant de plus en plus grand et massifs : les 88 mm allemands ou 17 livres anglais, pouvaient détruire les chars les plus lourds à plus de 1 km de distance, mais ils étaient encombrants (6 à 7 m de long et 4 à 5 tonnes)

- Allemands et Américains ont développé des canons sans recul, basés sur la réaction des gaz (en place d'une culasse) permettant d'alléger les armes dans un rapport de 10 à 1! (mais avec des vitesses initiales bien moindres). On trouvera en nota, les descriptions de ces matériels, ainsi que les idées britanniques dans ce domaine (charge "Squashead")

NOTA à 3.1 : Description de canons Antichar sans recul. (1940 - 1945)

Matériels allemands :

Douille avec fond en matière plastique cédant à une pression déterminée, correspondant au forcement de la ceinture, et ouvrant le passage des gaz vers la tuyère Arrière.

- 75 mm LG40 avec :

- Projectile explosif de 5,7 kg ou à charge creuse de 4,5 kg

- Vitesse initiale : 370 m/s (avec la charge creuse)

- Poids total : 145 kg

- Portée : 800 m en antichar   Maxi : 6000 m.

- 105 mm LG40 avec :

- Projectile explosif de 14,8 kg ou charge creuse de 12 kg.

- Vitesse initiale : 350 m/s (avec la charge creuse)

- Poids total : 390 kg.

- Portée : 800 à 900 m en anticharMaxi : 7000 m.

- 75 mm RFK43 :

- Poids total : 50 kg.

- Vitesse initiale : 160 m/s (avec la charge creuse)

- Distance d'assaut (antichar) : 300 m.

Matériels américains

La paroi de la douille présente de nombreux trous permettant aux gaz de se détendre dans une chambre annulaire et d'être évacués par la (ou les) tuyère(s) AR. Il n'y avait pas de forcement : la ceinture du projectile comportant des stries correspondant aux rayures de l'âme.

- 57 mm Recoilless Rifle :

- Poids total : 25 kg (dont 18,2 kg pour le canon)

- Projectile : 2,3 kg.

- Longueur hors-tout : 1,564 mm. Rayure 1 tour en 30 calibres (6°)

- Vitesse initiale : 360 m/s

- Distance d'assaut : 500 à 600 m.

- 75 mm Recoilless Rifle M20 :

- Poids total : 76 kg (dont 52 pour le canon)

- Projectile à charge creuse : 5,9 kg Explosif : 6,5 kg.

- Vitesse initiale : 310 m/s

- Distance d'assaut : 800 m. Bien que mis en opérations, il n'est pas sûr, d'après certains témoignages, qu'ils aient été couramment employés, sauf dans des cas extrêmes. Il est probable que l'efficacité limitée des charges creuses (perforations inférieures au calibre, sur une paroi normale sans inclinaison) ainsi que la courte portée compatible avec une bonne précision, certainement très inférieure aux chiffres donnés ci-dessus, aient dissuadé les tireurs d'exposer ainsi leur vie avec des résultats incertains, sauf en toute extrémité.

Charge "Squashead" : Les idées de sir DENIS BURNEY

- Ingénieur spécialisé dans l'aéronautique Denis BURNEY s'intéressa, au début de la guerre au canon sans recul, développa les études théoriques et conçut des munitions spéciales adaptées à ce type de propulsion.

Il évalua que le rejet des gaz vers l'arrière autorisait, dans le canon, une pression bien moindre que dans le canon classique, et que l'obus, soumis à une accélération continue, pouvait être muni d'une structure moins épaisse que dans le cas de choc de l'obus classique.

- A masse égale, en amincissant la paroi, on pouvait augmenter la masse d'explosif. Il montra qu'un obus à paroi mince déformable, contenant un explosif plastique, s'écraserait à la surface de l'objectif, comme une motte de beurre, en couvrant ainsi la paroi sur un diamètre de plusieurs fois le calibre. Un détonateur placé dans le culot d'un tel obus ferait alors détoner la charge. L'onde de détonation projetait la surface de la paroi occultée comme un projectile secondaire. C'est l'idée de la charge "squashhead" qui va pendant longtemps séduire les Britanniques, et orienter leurs conceptions de missiles.

- En 1944 ses idées furent concrétisées par la réalisation de plusieurs canons sans recul (disposant de 6 tuyères à l'arrière) à savoir :

- un 3,45 pouces, un 3,7 pouces et un 7,2 pouces (ce dernier pour attaquer les ouvrages du Mur de l'Atlantique, qui lui valut son nom générique de "briseur de mur"). La fin de la guerre survint avant l'adoption opérationnelle de ces matériels .

3.2 : CARACTERISTIQUES DES ANTICHARS INDIVIDUELS (1945)

- GRENADES A CHARGE CREUSE :

- Panzerwurfmine L : lancée à la main avec stabilisation par 4 ailettes de toile déployables.

- Diamètre : corps : 114 mm

- Longueur totale : 533 mm

- Poids : 1,35 kg (dont 0,5 kg pour la tête)

- RPG 1943 et RPG6 (Russes) : semblable au précédent mais stabilisé par rubans (2 ou 4)

- US M9A1 avec dispositif M7 de lancement adapté au fusil Garand M1, ou M8 pour carabine M1.

- Poids : 0,59 kg

- CHARGES PROPULSEES SR ou AUTOPROPULSEES

- Panzerfaust 30 (KLEIN)[1] tiré par une charge contenue dans un tube.

  Diamètre projectile : 100 mm

  Poids : 1,5 kg dont 0,7 kg de projectile

  Vitesse initiale : 30 m/s   Portée : 30 m

- Panzerfaust 30 : plus puissant projectile (même diamètre)

  Poids : 5,2 kg dont 3 kg de projectile (200 mm de blindage)

- Panzerfaust 60 : même projectile que le 30 mais portée accrue.

  Poids : 6,8 kg dont 3 kg de projectile

Il y eut un panzerfaust encore amélioré (type 100). Leur diffusion fut considérable : Plusieurs dizaines de milliers en 1945!

- La naissance de la charge creuse permit de concevoir des armes antichar, individuelles, et peu coûteuses, mais de très courte portée :

- lancée à la main comme la Panzerwurfmine (L) de 1,3 kg.

- tirée de fusil comme la grenade M9A1 américaine ou RPG6 russe

- utilisant des roquettes autopropulsées : Bazooka des USA (60 mm) ou Panzerschrek allemand (88 mm) tous deux portant à 100 m.

A noter l'engin PIAT des Britanniques (Projector Infantry AntiTank), qui utilisait l'effet de détente d'un puissant ressort à boudin pour éjecter une grenade à charge creuse.

Le chapitre 3.2 ci-après résume les caractéristiques connues de ces matériels qui ont ouvert la voie des vecteurs antichars individuels.

- En protection contre l'agression par ces armes relativement faibles mais très répandues, les équipages de char empilèrent des sacs de sable et des éléments de chenilles voire des plaques d'acier supplémentaires constituant les premiers blindages multiples (et composites...).

- Il y aurait eu des applications de la charge creuse sur des obus, principalement pour rénover des matériels dépassés (allemands et russes) mais certainement avec des limitations imposées pour que la formation du dard de charge creuse, gage de l'effet terminal, ne soit pas perturbée par des rotations trop rapides (dispersion centrifuge) ou un manque de stand-off consécutif à une vitesse trop élevée ou une ogive trop courte (jet trop court).

- 2,36 inch Rocket Launcher M1 : Bazooka (USA)

  Calibre : 60 mm

  Longueur : 1, 38 m.

  Poids : 7,55 kg (dont 1,54 kg de roquette)

  Vitesse initiale : 82 m/s

  Perforation : 110 mm

  Portée utile : 100 m (600 m théoriques)

- Panzerschreck RPzB43 : inspiré du précédent

  Calibre : 88 mm

1 NOTA : Le nombre 30, 60, etc. est lié à la portée en mètres.

Longueur : 1,65 m

Poids ; 12,5 kg (dont 3,3 de roquette avec 0,65 kg de tête)

(A noter que le moteur de la roquette continuait à fonctionner après la sortie du tube ce qui contraignait les utilisateurs à porter des vêtements ignifuges et un masque à gaz, pour éviter les brûlures).

- PIAT (GB) : propulsé par ressort comprimé dans un tube.

Calibre : 80 mm

Longueur totale : 0,99 m

Vitesse initiale : 80 à 100 m/s (?)

Poids : 15,9 kg dont 1,4 kg pour le projectile

3.3 Les charges militaires antichars

- Il y eut à la fin des années 40 un certain flottement sur la meilleure conduite à tenir dans l'élaboration des nouveaux systèmes antichar. En effet, l'emploi de la charge creuse n'avait pas convaincu tout le monde, du fait que, mal optimisée, elle effectuait des perforations très modestes. Comme on le cite en partie II à propos des charges creuses de l'époque, la pénétration était inférieure au calibre, qui, lui-même, restait petit. Assez souvent, elle n'a infligé que des dégâts limités : après coup, il restait un trou de faible diamètre (quelques mm) par lequel il semblait qu'il ne soit passé qu'une faible énergie. Enfin, les conditions de fabrication étant alors très simplifiées, la fiabilité et la dispersion des effets, devaient inciter à douter qu'elle puisse devenir un armement radical.

- L'engouement des Britanniques pour la charge molle du type "Squash Head" se comprend, car, en regard du petit canal de perforation de la charge creuse, elle découpait la paroi par onde détonante, en générant un trou béant de l'ordre du décimètre de diamètre, et l'éclat ainsi projeté était quasiment semblable à un obus pénétrant de fort calibre.

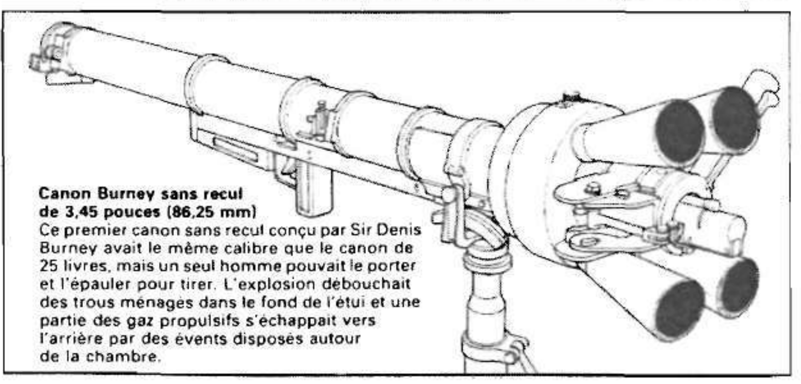
Ce ne fut pas le moindre des mérites des spécialistes de l'époque que d'être arrivés à convaincre les opérationnels qu'il était possible de faire beaucoup mieux avec des charges creuses mieux étudiées, et que cette solution permettait en outre de "passer" les blindages multiples et les blindages composites qui avaient la propriété de stopper "à l'entrée", c'est à dire sur la première paroi, les effets des charges générant des éclats sans "profondeur", perdant tout effet de pénétration en cascade.

Le choix de la charge creuse, fait très tôt par les militaires français, s'est avéré être le bon. Il a permis de prendre une certaine avance sur les Anglo-saxons dans le domaine antichar, ce qui effaçait du même coup le retard pris pendant l'occupation.

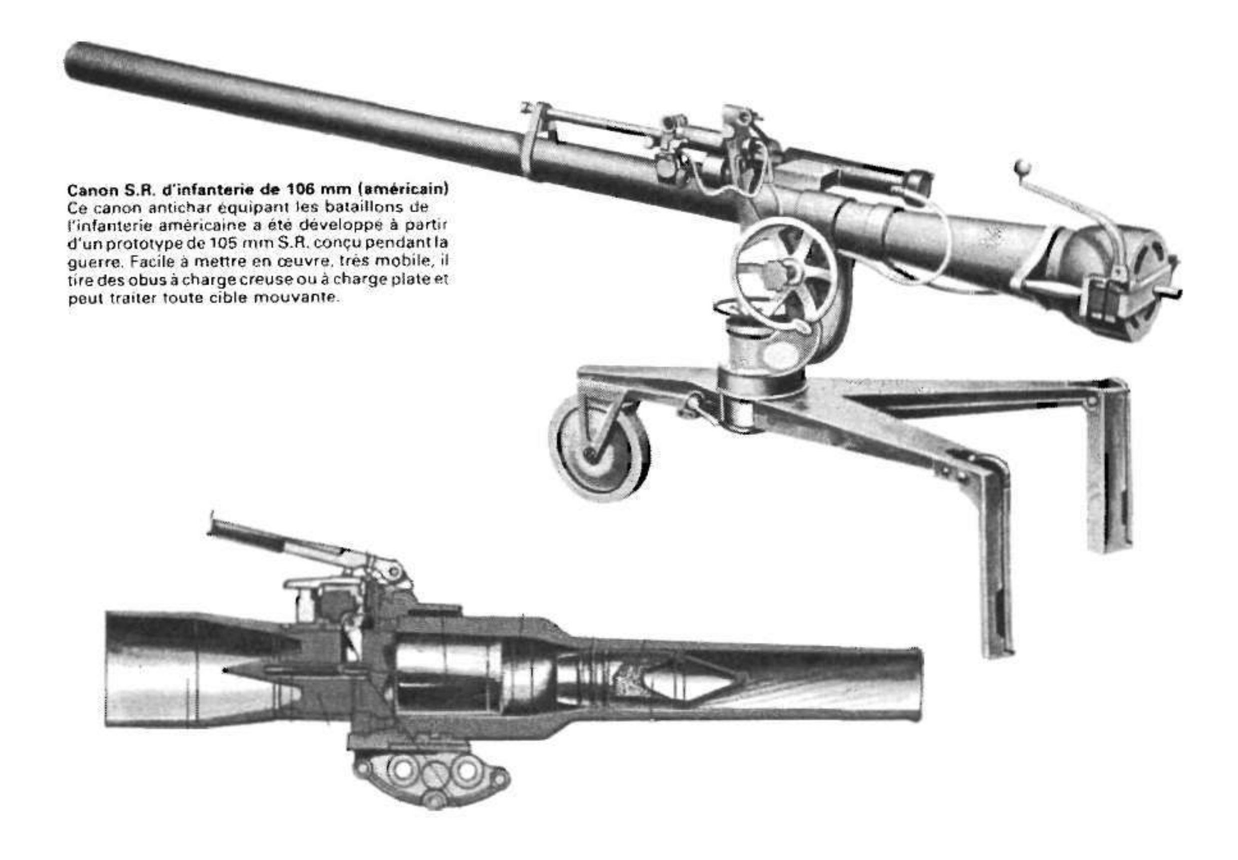
A partir des charges creuses, il fut possible de concevoir des missiles légers mais efficaces, en regard des premières réalisations, en Grande Bretagne et aux USA, basées sur des missiles impressionnants par leur taille mais finalement inadaptés à un emploi opérationnel (Les fiches ci-après donnent quelques renseignements sur le DART américain et le MALKARA australien).

Quant à l'efficacité des charges creuses, compte tenu du niveau des performances (pénétration de plusieurs calibres) elle est en accroissement constant, grâce aux progrès réalisés sur les explosifs et les équipements. La charge creuse n'est plus contestée nulle part, et seul l'obus flèche à très grande vitesse, tiré de canon, peut rivaliser avec elle.



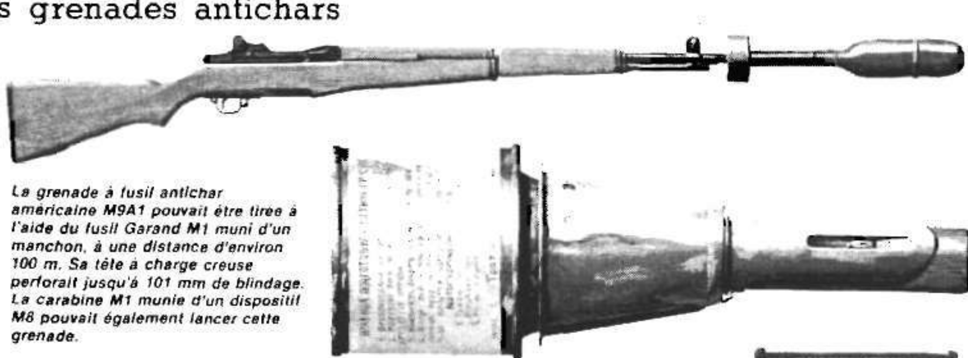


Canon Burney sans recul de 3,45 pouces (86,25 mm)
Ce premier canon sans recul conçu par Sir Denis Burney avait le même calibre que le canon de 25 livres, mais un seul homme pouvait le porter et l'épauler pour tirer. L'explosion débouchait des trous ménagés dans le fond de l'étui et une partie des gaz propulsifs s'échappait vers l'arrière par des évents disposés autour de la chambre.



Canon S.R. d'infanterie de 106 mm (américain)
Ce canon antichar équipant les bataillons de l'infanterie américaine a été développé à partir d'un prototype de 105 mm S.R. conçu pendant la guerre. Facile à mettre en œuvre, très mobile, il tire des obus à charge creuse ou à charge plate et peut traiter toute cible mouvante.

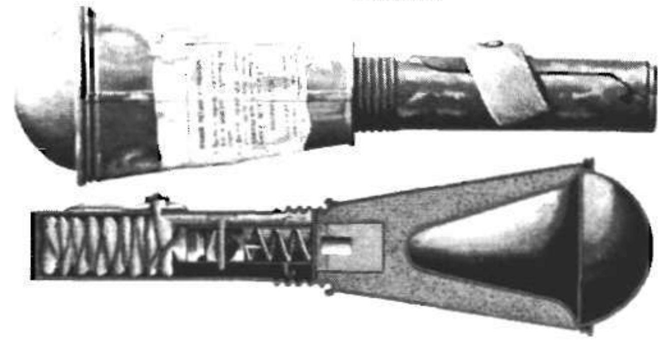
Les grenades antichars



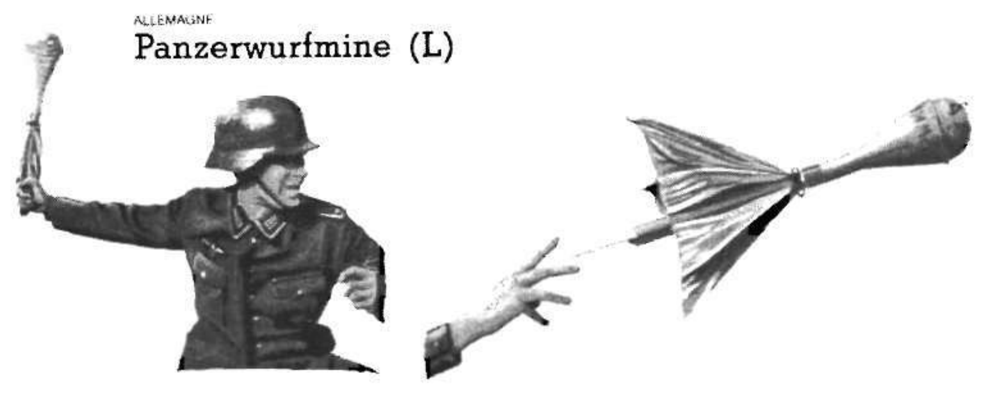
La grenade à fusil antichar américaine M9A1 pouvait être tirée à l'aide du fusil Garand M1 muni d'un manchon, à une distance d'environ 100 m. Sa tête à charge creuse perforait jusqu'à 101 mm de blindage. La carabine M1 munie d'un dispositif M8 pouvait également lancer cette grenade.

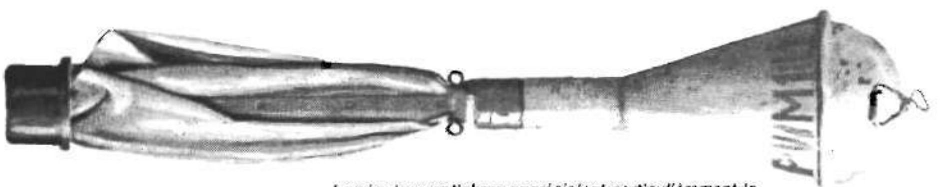
Ci-dessus : la RPG 1943 était l'équivalent soviétique de la Panzerwurfmine allemande, mais elle était stabilisée par une queue munie de deux rubans de toile qui maintenaient sa charge creuse pointée en direction de l'objectif. Cette queue se dégageait du manche après le lancement.

Ci-dessous : la RPG-6 soviétique fut la dernière version de la RPG 1943 de la guerre. Elle était dotée d'une tête dont la forme avait été améliorée et d'une queue munie de quatre rubans pour sa stabilisation sur la trajectoire.



Panzerwurfmine (L)



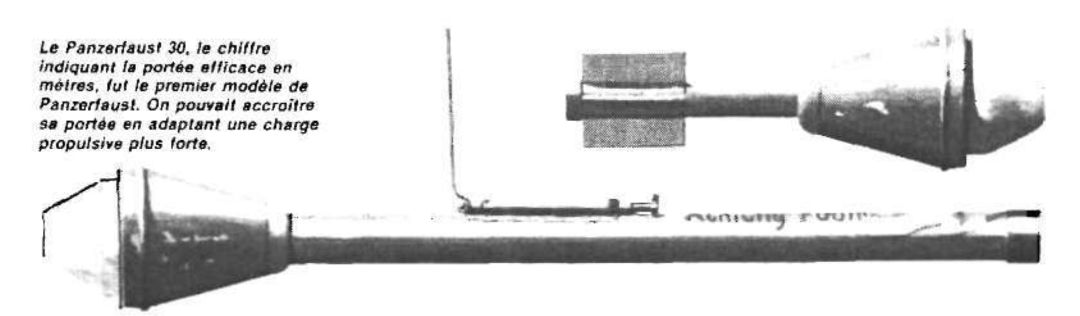


Les équipes antichars appréciaient particulièrement la Panzerwurfmine (L) allemande, car c'était une arme de courte portée dotée d'une tête de 114,3 mm capable de mettre hors de combat les chars alliés les plus lourds. Il fallait la lancer de telle sorte que sa charge creuse soit orientée vers l'avant au moment de l'impact.

ALLEMAGNE

Panzerfaust

Le Panzerfaust 30, le chiffre indiquant la portée efficace en mètres, fut le premier modèle de Panzerfaust. On pouvait accroître sa portée en adaptant une charge propulsive plus forte.



manière de pointer et de tirer avec un Panzerfaust 30 ou 60, présentée dans un manuel; Le tube devait être maintenu sous le bras, la pointe de l'arme au-dessus du niveau des épaules pour permettre un échappement des gaz sans risque,



ALLEMAGNE

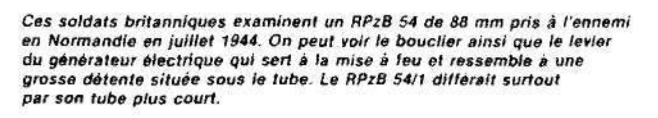
Raketenpanzerbüchse



Le RPzB 43 allemand dérivait du bazooka mais il tirait une roquette de 88 mm de plus gros calibre. Connue quelquefois sous le nom de Panzerschreck, cette arme avait une portée de 150 m et pouvait détruire tous les chars alliés.





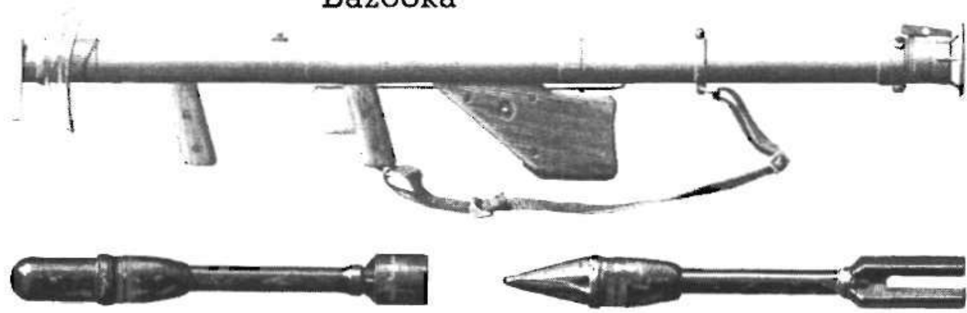


Ces soldats britanniques examinent un RPzB 54 de 88 mm pris à l'ennemi en Normandie en juillet 1944. On peut voir le bouclier ainsi que le levier du générateur électrique qui sert à la mise à feu et ressemble à une grosse détente située sous le tube. Le RPzB 54/1 différait surtout par son tube plus court.



RPzB 54 prêt à tirer. Le petit bouclier protégeait le tireur des gaz de propulsion de la roquette, dont le chargeur s'abrite en se cachant le visage.

ÉTATS-UNIS
Bazooka



le lance-roquettes M1 de 60 mm américain a été le premier bazooka en service. Le M1 comportait un tube d'une seule pièce non repliable, et les premières versions étaient munies d'un bouclier de tamis métallique monté au niveau de la bouche pour protéger le tireur des résidus de la charge propulsive.

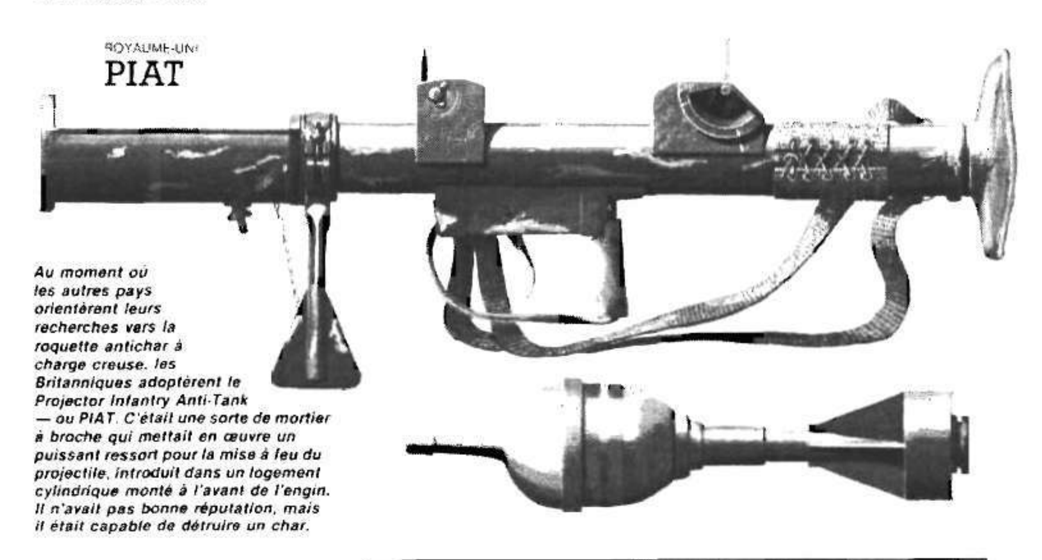


On voit à gauche le bazooka M1 d'origine et à droite le M9. Celui-ci se démontait en deux parties, ce qui facilitait son transport et son stockage dans les véhicules. A la fin de la guerre apparut une version allégée du M9 en aluminium, le M18.



Ci-dessus : la roquette tirée par les bazookas américains était empennée et pesait 1,530 kg.

ROYAUME-UNI
PIAT

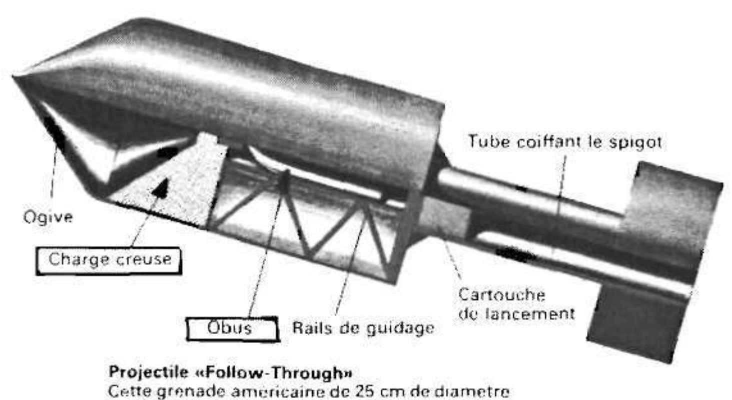


Au moment où les autres pays orientèrent leurs recherches vers la roquette antichar à charge creuse, les Britanniques adoptèrent le Projector Infantry Anti-Tank — ou PIAT. C'était une sorte de mortier à broche qui mettait en œuvre un puissant ressort pour la mise à feu du projectile, introduit dans un logement cylindrique monté à l'avant de l'engin. Il n'avait pas bonne réputation, mais il était capable de détruire un char.



le PIAT était l'arme antichar en dotation à partir de 1941 dans la plupart des unités combattantes britanniques. Il était plutôt lourd à porter, mais il détruisait la majorité des chars ennemis à courte distance. Il tirait également des projectiles explosifs et fumigènes.

Canon anglais sans recul de 3,7 pouces RCL. Il ne fut pas prêt à temps et ne fut pas utilisé durant les hostilités.



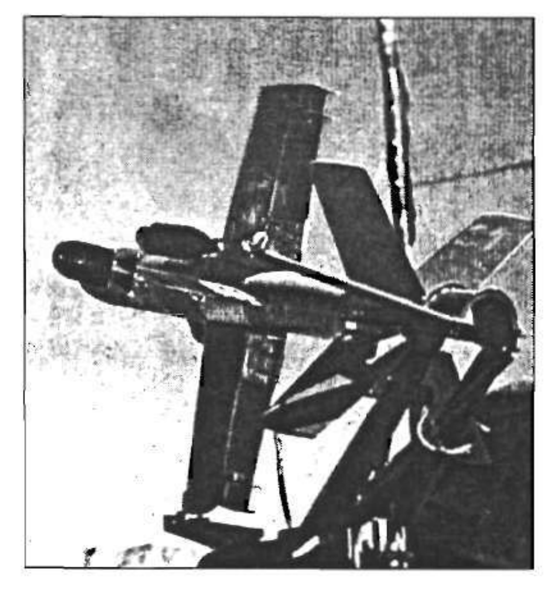
Projectile «Follow-Through»
Cette grenade américaine de 25 cm de diamètre à charge creuse contenait un obus explosif qui passait par le trou créé par celle-ci et éclatait derrière le blindage. La guerre prit fin avant que son développement fût achevé.

Dart



Premier missile antichar à atteindre les essais en vraie dimension aux Etats-Unis, le *SSM-A-23 Dart* était extrêmement grand

L'élaboration commença à l'ARGMA sous la direction du Los Angeles Army Ordnance District à la fin de 1951. Le premier contractant fut Aerophysics Development Corporation of Santa Barbara, une filiale de Curtiss-Wright. Le moteur à poudre à deux régimes de poussée venait de Grand Central Rocket Co. et le viseur optique de H.A. Wagner Co. Le *Dart* était lancé depuis un lanceur ultra-court monté sur un camion *M59* et était aligné en site par l'opérateur dans le viseur binoculaire; il était dirigé par fils et par un système de commande complexe doté de gyroscopes entraînés par charges de poudre. Le missile, stabilisé contre le roulis grâce aux grands ailerons des quatres ailes, était ensuite dirigé à l'aide des spoilers placés près des extrémités. Sous l'empennage fixe, décalé de 45°, se trouvait un artifice pyrotechnique au sodium. Le cône de charge pesait près de 13,6 kg.



Ce fut alors que l'*Army* decouvrit que, sauf dans le désert, les ailes de grande envergure se prenaient aux arbres et que le système était trop encombrant pour être utile... On mit fin au *Dart* au début de 1958.



Dimensions: longueur : 1 524 mm; diamètre : 203 mm; envergure: 1 016 mm.
Poids au lancement: 44,86 kg.
Portée: prévue 3 048 m à 966 km/h.

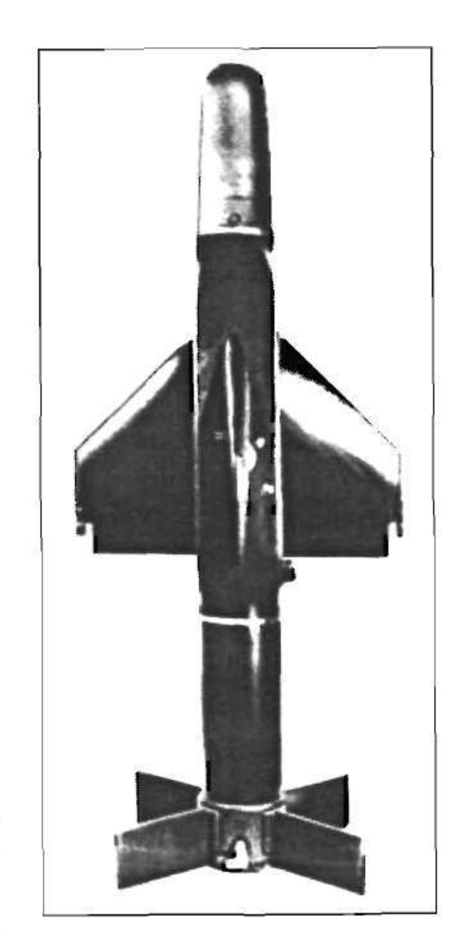
Malkara

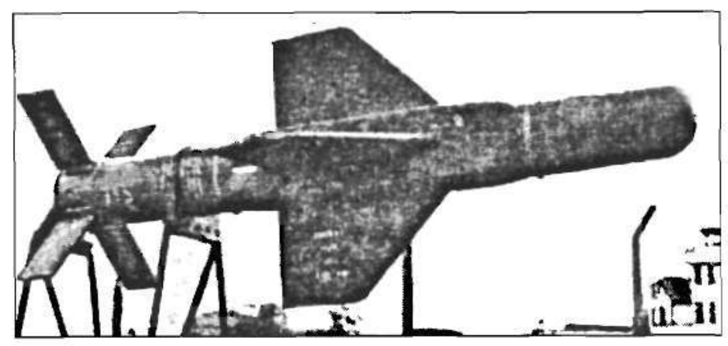
Après la Deuxième Guerre mondiale, on ne fit aucun effort en Grande-Bretagne pour élaborer un missile antichar.

En 1951, toutefois, le gouvernement australien lança un projet de missile antichar filoguidé, dont il chargea les Government Aircraft Factories de Fishermen's Bend, Melbourne, assistées d'autres groupes comprenant les Aeronautical Research Laboratories du Department of Supply et le RAE en Grande-Bretagne. Dès le départ le MoS britannique collabora étroitement et insista pour que le missile soit extrêmement grand. Le corps dépassait la taille d'un homme et exigeait un déploiement sur véhicule. Propulsé par un moteur à poudre à deux régimes de poussée, le *Malkara* était guidé par fils; il possédait des artifices pyrotechniques de poursuite aux extrémités des grandes ailes fixées au centre du corps de section carrée, des ailerons arrière fixes décalés de 45° par rapport aux ailes, ainsi qu'une tête HESH de 26,1 kg d'explosifs.

Les vols d'essais guidés commencèrent en novembre 1955 à Woomera, suivis par les tirs effectués par la troupe à Puckapunyal et en Grande-Bretagne à Kirkudbright et près de Lulworth. Un petit nombre furent déployés par le British Royal Armoured Corps sur le véhicule de reconnaissance *Hornet*.

Dimensions: longueur 1,93 m; diamètre 203 mm; envergure 787 mm.
Poids au lancement: 93,4 kg.
Portée: 2 134 m.





le *Malkara* était une arme intelligente mais trop grande et encombrante pour sa fonction. recevait une grande charge «molle» au lieu d'une charge creuse.

Chapitre 4

LA COOPÉRATION FRANCO-ALLEMANDE DE 1945 À 1975

Rédacteur : IGA ROBINEAU

Ce chapitre est extrait de l'étude de l'IGA ROBINEAU sur les "relations internationales" dans le domaine des armements terrestres (tome 5 du ComHArt) .Il retrace l'histoire du "Management " des missiles antichars de la 2ème génération.

Le 22 janvier 1963 est un jour historique pour l'Europe et, a fortiori, pour la France et l'Allemagne. Fut signé en effet ce jour-là, à PARIS, par le Général de GAULLE et par le Chancelier ADENAUER, le traité de coopération entre la République Française et la République Fédérale d'Allemagne, souvent appelé "traité de l'amitié franco-allemande" ou traité de l'Elysée. Une "Déclaration commune" était annexée au Traité.

C'était la reconnaissance officielle du fait que la R.F.A devait être le partenaire privilégié de la France, mais (comme le précisait le Préambule ajouté à l'unanimité par le Bundestag au moment de la ratification) "dans le cadre des engagements souscrits par la R.F.A dans les accords européens et le pacte atlantique". La volonté politique de coopération, toujours nécessaire en matière d'armement, était désormais confirmée et solennellement consacrée. Elle justifiait les initiatives antérieures.

4.1 - Les missiles antichars de deuxième génération (MILAN et HOT).

On se souvient que NORD-AVIATION avait obtenu de brillants succès avec ses missiles antichars SS 10 et surtout SS 11. Pour préparer l'avenir, avait été entreprise l'étude d'une nouvelle génération basée sur des idées techniques prometteuses, comme le guidage automatique infrarouge[3] . Mais le développement de ces projets demandait des crédits que le budget français ne pouvait dégager ; ces projets tenaient d'ailleurs compte des réflexions et des recommandations des groupes spécialisés de l'O.T.A.N (notamment le groupe AC/172). Chercher des partenaires étrangers alliés semble aujourd'hui naturel, mais à l'époque une telle démarche était assez exceptionnelle surtout de la part du leader mondial dans le domaine en cause.

Toujours est-il que, après quelques mois de préparation intensive (réunions, séminaires, visites réciproques, recherches de sous-traitants possibles, accords de principe des autorités gouvernementales concernées etc.), fut conclu, en septembre 1962, entre NORD-AVIATION et BOELKOW Entwicklungen KG un accord de caractère général sur le principe d'une collaboration en vue de la réalisation d'armes guidées. Pour l'application, des accords particuliers sous la forme d'associations de travail, allaient être signés pour chaque programme (c'est à dire le MILAN, le HOT et le système antiaérien ROLAND qui commençait à prendre forme).

Ces accords étaient fondés sur 2 principes :

- l'égalité des droits et obligations qui se traduit en particulier par une répartition égale des tâches, compte non tenu des principaux sous-traitants,

3: NORD-AVIATION avait proposé l'étude d'un "Bazooka guidé" (le SS.9) qui avait été retenue par l'Etat-Major, lequel en avait fixé les caractéristiques militaires le 25 mai 1962. Appelé ensuite Arme Légère Antichar à Fil (A.L.A.F) ce projet fut l'ancêtre du MILAN (MIssile Léger ANtichar). De même, l'origine du H.O.T (Haut subsonique-guidage Optique-lancement par Tube) se trouve dans le projet de H.S.S.N.A (Haut SubSonique Nord-Aviation), dont les caractéristiques militaires avaient été fixées le 10 octobre 1962.

- le maintien de l'indépendance des deux Sociétés qui n'ont pas de responsabilité solidaire mais s'engagent simplement à collaborer.

Le seul organisme commun aux deux sociétés est un comité de coordination. Des accords analogues furent passés entre les principaux sous-traitants français et allemands (SAT et ELTRO pour l'optique et l'infrarouge, STRIM et SOB pour les charges militaires par exemple).

Parallèlement à cette initiative des industriels, les services du Ministère Fédéral de la Défense (sous l'impulsion de M. HEDWIG, chef de la division T.IV) et de la D.E.F.A (sous la conduite de l'Ingénieur Général JOYAU, adjoint de l'IG TAYEAU), avec le soutien actif de l'Etat-Major de l'Armée et de la Délégation Ministérielle pour l'Armement (Département Engins) récemment créée, préparèrent un accord intergouvernemental pour le MILAN. Cet accord fut signé le 19 mars 1963 par M. GUMBEL, (par délégation du Staatssekretär représentant le Ministre Fédéral de la Défense), et le 12 avril 1963 par le Colonel LEVEQUE (au nom du Ministre des Armées) ; il prenait effet du 1er janvier 1963; le montant des dépenses prévues était de 40 MF. Dans le même élan, fut préparé et signé le 10 janvier 1964 par le Ministre Fédéral de la Défense et le 16 janvier 1964 (pour le Ministre des Armées en mission, et par ordre) par le Délégué Ministériel pour l'Armement (le Général LAVAUD) l'accord sur le HOT, accord prenant effet du 1er juillet 1963; le montant des dépenses prévues pour la phase d'étude était de 30 MF.

Ces accords "gouvernementaux" tiennent compte de quelques règles simples :

- égalité des droits et obligations, fondée sur le partage par moitié du financement, et qui entraîne la répartition égale des travaux entre industriels français et allemands,

- direction conjointe des programmes par les comités de direction.

Les marchés ont été passés par la D.E.F.A (Service Central des Marchés) à la société NORD-AVIATION, qui se trouvait ainsi désignée, avec l'accord de tous, comme "premier contractant", à charge pour elle de sous-traiter la moitié des travaux à la firme Bölkow.

Cette organisation avait le mérite d'être assez simple, au moins en apparence ; elle allait d'ailleurs fonctionner convenablement pendant les premières années.

4.2 - Un bon départ.

Au début de 1965, les 3 programmes de missiles franco-allemands avaient donc démarré de façon satisfaisante et les structures fonctionnaient convenablement. Les personnels commençaient à se connaître ; au moins le croyaient-ils. Les équipes de projets pouvaient faire état de résultats prometteurs. Il n'y avait aucune raison de douter.

- MILAN.

Les premiers essais d'un missile lancé à partir d'un poste de tir prototype (au printemps 1965) mirent en évidence 2 problèmes :

- le poids, sensiblement supérieur à ce qui était souhaité pour un matériel portable destiné à l'infanterie et qui aurait dû pouvoir être tiré "à l'épaule",

- la précision du missile au départ, qui conditionnait la prise en charge par la télécommande infrarouge.

La répartition du travail avait confié la responsabilité du poste de tir à Bölkow, celle du missile à Nord-Aviation qui assurait aussi la coordination générale (pour ne pas employer le mot de maître d'œuvre). Le premier problème concernait donc principalement Bölkow, le second principalement Nord-Aviation.

On poursuivit cependant les essais, de façon à pouvoir entreprendre l'industrialisation au moment prévu, c'est à dire à partir de 1966. Le MILAN prenait forme, et il fut possible d'organiser le 30 juin 1966 une démonstration devant le Chef d'Etat-Major de l'Armée de Terre et d'autres personnalités importantes françaises et allemandes.

L'accord intergouvernemental pour l'industrialisation fut signé par les deux ministres (messieurs MESSMER et von HASSEL) le 02 mai 1966, pour un montant de 90 MF. Cette industrialisation fut, comme souvent, l'occasion de modifier sensiblement certains éléments (comme le générateur de gaz pour la munition ou la batterie thermique), soit pour en améliorer les performances, soit pour permettre une fabrication plus rationnelle, soit pour se libérer de certains approvisionnements à l'étranger. Le comité de direction et ses commissions étaient régulièrement informés de cette évolution technique (21ème réunion du comité le 04 octobre 1966), sans avoir les moyens de les approuver.

En 1967, l'industrialisation avait suffisamment progressé pour qu'un grand nombre d'éléments soient "qualifiés" et pour que l'on puisse présenter le MILAN dans des conditions quasi opérationnelles à des autorités étrangères amies représentant :

- les Etats-Unis, dans le cadre de l'accord MILAN-MAW (voir chapitre III),
- le Royaume-Uni, désireux d'acquérir un système antichar moderne (voir chapitre V).

En avril 1968, une présentation avec tirs réels fut organisée à CHAMONIX, et le comité directeur (CoDi) se réunit à cette occasion dans les locaux de l'Ecole de Haute Montagne. Les tirs (effectués au-dessus du glacier d'Argentières) montrèrent que, malgré les progrès réalisés, les difficultés techniques n'étaient pas toutes résolues. Beaucoup de travail était encore nécessaire ; malheureusement, les crédits prévus avaient été dépensés (28ème réunion du CoDi à OTTOBRUNN du 23 au 25 octobre 1968). Le programme MILAN paraissait compromis.

- HOT.

Ce système antichar à longue portée (4000m), puissant, à grande vitesse subsonique, était destiné à l'armement de véhicules blindés ; or la France et la R F A n'avaient pas les mêmes véhicules. Les premiers montages (sur tourelle FL 10 du char AMX 13 en France, sur véhicule HISPANO en R.F.A) obligèrent à étudier des postes de tir assez différents et à imaginer des composants "modulaires", contrainte qui se révéla très bénéfique par la suite mais qui retarda quelque peu le développement. Les travaux nécessaires à ces montages, n'entraient pas dans le programme commun (celui des accords franco-allemands) et furent donc traités comme des programmes "nationaux" avec, bien sûr, des financements séparés. Une autre difficulté importante, d'ordre technologique, apparut assez vite : les fils de téléguidage, étant déroulés à des vitesses très élevées, résistaient mal aux efforts de déroulement. De plus, le traceur pyrotechnique, nécessaire à la localisation du missile par la télécommande, émettait des particules solides incandescentes qui détérioraient le fil de télécommande. Bref, il était impossible d'obtenir la longue portée cherchée et la fiabilité requise. Pour ces raisons, un accord additionnel à l'accord intergouvernemental fut signé le 23 juillet 1966 par le Ministre Fédéral de la Défense (Monsieur von Hassel) et le 05 novembre 1966 par le Ministre des Armées (Monsieur Messmer) pour prolonger sa durée et relever, de 10 MF, le montant des dépenses autorisées.

Un deuxième accord additionnel à l'accord intergouvernemental fut signé le 31 octobre 1967 au nom du Ministre des Armées par le Délégué Ministériel pour l'Armement (le Général FOURQUET), et le 10 novembre 1967 au nom du Ministre Fédéral de la Défense par Monsieur CARSTENS, accord portant sur l'industrialisation du HOT ; le montant de cet accord était de 62,4 MF.

Les premiers tirs en télécommande automatique eurent lieu en 1967. C'est également en

1967 que la D.T.A.T proposa l'utilisation du HOT à partir d'hélicoptère (par exemple le LYNX WG 13 issu de la coopération avec les Britanniques).

En 1968, on constata que la prise en charge du missile par la télécommande automatique n'était pas assurée de façon fiable en raison d'une précision insuffisante du missile au départ du tube (départ à vitesse faible, comme celui d'une roquette). Pour remédier à cet inconvénient majeur, Nord-Aviation proposa une conception nouvelle du lancement du missile (inspirée de la solution retenue pour le MILAN, à savoir un générateur de gaz). Bölkow proposa de son côté une modification du guidage initial par l'utilisation d'un gyroscope perfectionné capable de détecter les mouvements du missile dès le début du vol. Chacune de ces 2 solutions avait des avantages et des inconvénients ; les services allemands appuyaient la solution proposée par Bölkow (appelée solution H), les services français avaient une préférence pour la solution proposée par Nord-Aviation (appelée solution D). C'est en février 1969 que la solution H fut retenue par le Comité Directeur, après avoir jugé qu'elle entraînait moins de bouleversements dans les montages sur véhicules déjà réalisés (et notamment sur le véhicule allemand SPz), tout en ouvrant des perspectives prometteuses pour l'utilisation à partir d'hélicoptère, une voie nouvelle posant des problèmes encore mal explorés.

Le programme prenait un nouveau départ, mais les résultats des phases antérieures restaient utilisables.

4.3 - Un deuxième souffle.

Au début de 1969, la situation des trois programmes de missiles n'était pas très brillante.

Il y avait des retards et des augmentations de prix provenant en général de difficultés techniques réelles ou de hausses économiques. Mais chaque partenaire avait tendance à "accuser" les autres d'être responsables de ces erreurs de prévision ou d'exécution. D'où un climat général qui n'était plus le climat de confiance initial.

Les besoins militaires des deux pays n'étaient plus exactement "en phase", soit sur le plan tactique (Roland tous temps pour la R.F.A), soit sur le plan des délais (l'urgence de nouvelles armes antichars en R.F.A, qui explique - en partie - l'intérêt pour le TOW américain).

La gestion quotidienne des contrats était devenue, pour la D.T.A.T, presque impossible, puisque pour chaque décision, même d'importance secondaire, il fallait l'accord préalable des services allemands. D'où des réunions de plus en plus nombreuses, avec des experts non responsables du programme, mais dont le "feu vert" était un préalable à la décision du B.W.B.

Le Comité de Direction avait de plus en plus de difficulté à se mettre d'accord sur des prévisions, ou sur des textes, ou sur les moyens d'assurer le financement des travaux. Et les industriels, parfois sans contrats des gouvernements, avaient tendance à travailler chacun de leur côté.

C'est pourquoi les autorités des deux pays demandèrent à Nord-Aviation et Bölkow de modifier leurs contrats d'associations de travail pour désigner un maître d'œuvre unique et un responsable pour chaque programme. Les nouveaux textes, proposés par Nord-Aviation et Bölkow en juin 1969, étaient finalement approuvés début 1970, avec quelques réserves.

Parallèlement, les services gouvernementaux cherchèrent à améliorer leurs liaisons. Le B.W.B. estimait être mal informé des travaux faits en France ; la D.T.A.T, qui passait les contrats, n'avait pas les moyens de suivre les travaux et les dépenses faits en Allemagne, et qui résultaient parfois d'instructions données directement par des services du B.W.B aux industriels allemands. Cette situation peu satisfaisante était la conséquence du principe ins-

crit dans les accords gouvernementaux sous la forme : "chaque pays contrôlera, dans le domaine de la technique et des prix, les travaux effectués sur son territoire". Pour remédier à cette faiblesse de l'organisation, le bureau Engins de la D.T.A.T avait proposé, dès 1968, la création d'un organisme permanent capable d'assurer de meilleures liaisons. Cette idée allait être retenue au cours de la réunion franco-allemande du 20 février 1969 à PARIS, au niveau du Délégué Ministériel pour l'Armement, et formulée ainsi dans le relevé de conclusions :

"Il doit exister dans le pays de l'industriel maître d'œuvre une commission permanente de 4 membres qui constitue un organisme dépendant du Comité Directeur, qui suit les travaux des industriels et prend toutes les décisions qui ne sont pas du niveau des Comités Directeurs."

"Le partage des responsabilités est le suivant :

- MILAN, HOT, ROLAND I : FRANCE,

- ROLAND II : R.F.A (sauf pour les questions de compatibilité)."

- Les Bureaux de Programmes Franco-Allemands.

La mise en application de la décision ci-dessus allait prendre un an ; des réunions de concertation eurent lieu, entre services français, entre services allemands, et entre les deux ministères de la Défense. Un rapport fut demandé par le Ministre au Contrôle Général des Armées.

Finalement, fut signée, le 20 février 1970, par Mrs SCHIFFERS et BLANCARD, la Convention franco-allemande pour l'institution de Bureaux de Programmes chargés de la gestion des programmes MILAN, HOT, ROLAND I et ROLAND II. Une instruction pour les bureaux de programmes, précisant certaines règles de fonctionnement, lui était annexée.

Le Bureau franco-allemand installé en France était chargé des programmes MILAN, HOT, ROLAND I, ainsi que de la coordination entre ROLAND I et ROLAND II. Il était dirigé par un Français, assisté d'un adjoint allemand.

Le Bureau germano-français installé en R.F.A était chargé du programme ROLAND II. Il était dirigé par un Allemand, assisté d'un adjoint français.

Chacun des deux bureaux devait travailler aussi pour le compte de l'autre

Faut-il rappeler que le ROLAND II était la version tous temps et que ce programme était un programme entièrement allemand? Dans la répartition des responsabilités entre les industriels et entre les bureaux de programmes, on avait considéré qu'il y avait en fait 4 programmes.

Le Bureau de Programmes Franco-Allemand de Rueil (qui adopta le sigle B.P.F.A), sous la direction de l'Ingénieur en Chef de l'Armement ROBINEAU[4] et de Monsieur FLECK comme adjoint, allait en quelques mois devenir l'interlocuteur naturel de tous les participants aux programmes[5]. Organisme bilatéral permanent, chargé de donner, au nom des Comités de Direction, les instructions à la S.N.I.A.S[6], de négocier les marchés, de préparer les accords intergouvernementaux, il était la cheville ouvrière désignée pour trouver des solutions aux problèmes et les faire approuver par les Comités Directeurs dont il assurait le secrétariat.

Le Bureau de Programmes germano-français (Deutsche-Französiche Program Burö qui prit le sigle D.F.P.B), installé à OTTOBRUNN (près de MUNICH) auprès de la Société Bölkow

4 : Affecté à cette fonction le 1er avril 1970.

5: Dès novembre 1969, la D.T.A.T avait mis en place, à l'Atelier de Construction de Puteaux (A.P.X) à Rueil, un bureau provisoire, confié à l'Ingénieur en Chef Robelus, pour préparer les moyens nécessaires, et accueillir les premiers représentants allemands (Note de service n° 31923 C/DTAT/OG du 30 octobre 1969).

devenue Messerschmitt-Bölkow, puis en 1969 Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH (M.B.B) fut dirigé au départ par Monsieur DEISSENBERGER[7], puis par le Colonel SCHMETZ.

Le 28 octobre 1971, après quelques mois de fonctionnement (et les premiers résultats positifs), fut organisée, à l'initiative des bureaux de programmes, à OTTOBRUNN, une réunion destinée à définir (en fait à confirmer) les méthodes de travail des bureaux et les liaisons entre les différents organismes participant aux quatre programmes. A cette occasion, se retrouvèrent - peut-être pour la première fois - les fonctionnaires des deux pays chargés du MILAN, du HOT, du ROLAND I et du ROLAND II. L'idée d'une répartition équilibrée des travaux à tous les niveaux de responsabilités (en fait une équipe franco-allemande pour chaque affaire importante) - idée qui n'était pas dans l'esprit et la lettre de la Convention de février 1970 - apparut comme une solution possible. Quelques années supplémentaires seront en fait nécessaires pour réaliser cette évolution.

- *Euromissile*

Les associations de travail entre Nord-Aviation et Bölkow conclues en 1962, même après les modifications de 1969 précisant le rôle des maîtres d'œuvre, ne traitaient pas tous les aspects de la coopération entre les deux industriels, par exemple l'aspect commercial. Ceci avait conduit les deux entreprises à créer une "filiale " commune dès 1966 appelée U.V.P (Union pour la Vente des Produits) destinée à la commercialisation des systèmes d'armes développés en commun. Mais cela n'avait pas suffi à éviter la concurrence entre les deux firmes sur les missiles de la génération précédente dont la carrière se prolongeait pendant la mise au point laborieuse des nouveaux systèmes.

L'existence du B.P.F.A et les bons résultats obtenus notamment sur le MILAN, avaient ramené la confiance et, en 1971, on commença la négociation du premier marché de série pour le MILAN. Le B.P.F.A souhaitait n'avoir qu'un interlocuteur et insistait pour que la maîtrise d'œuvre soit assurée par un organisme distinct des autres participants aux programmes. Le Général CREPIN, le Président de Nord-Aviation devenu Vice-Président de la S.N.I.A.S, y était également favorable, et, le 9 août 1972, fut créé "EUROMISSILE", Groupement d'Intérêt Economique (G.I.E) de droit français, régi par l'ordonnance n° 67 821 du 23 septembre 1967 et le décret n° 68 109 du 2 février 1968. En tant que G.I.E, Euromissile n'a pas de capital propre puisque cette forme d'association implique que ses membres soient solidairement responsables et assurent l'assise financière du groupement. Euromissile s'installa à PARIS ; le Général CREPIN en fut le Président et Monsieur STRIEGEL le Vice-Président.

Cette solution, manifestant clairement la solidarité de la S.N.I.A.S et de M.B.B, donnait à peu près satisfaction aux services gouvernementaux, et tous les contrats furent désormais passés à Euromissile, y compris ceux relatifs aux programmes "nationaux" (non financés en commun) et ceux passés antérieurement à M.B.B par le B.W.B pour le Roland II. Euromissile, responsable de la commercialisation, allait négocier et recevoir aussi les contrats venant des pays étrangers ; le chiffre d'affaires allait devenir considérable.

4.4 - La route du succès

Le 02 octobre 1970, les deux ministres de la Défense signaient enfin le deuxième accord complémentaire à l'accord intergouvernemental MILAN pour régulariser la fin du dévelop-

6 : La Société Nationale Industrielle Aérospatiale (S.N.I.A.S) avait été créée le 1er janvier 1970 à partir des Sociétés NORD-AVIATION, SUD-AVIATION et S.E.R.E.B. Elle devenait donc le titulaire des marchés, et le maître d'œuvre des programmes MILAN, HOT, ROLAND I.

7 : Chef de la division "missiles" au B.W.B, et porte parole allemand aux Comités Directeurs. Monsieur Deissenberger devait, après quelques mois, retrouver ces fonctions jusqu'en 1976.

pement de ce système d'arme, accord qui était en suspens depuis presque 2 ans. C'est d'ailleurs ce projet d'accord qui avait entraîné la modification de structures décidée en 1969 et engagée en 1970.

Le 2 décembre 1970, les autorités françaises et allemandes étaient invitées à l'Etablissement d'Expériences Techniques de BOURGES (E.T.B.S) pour assister à la présentation de tirs du MILAN dans des conditions opérationnelles, prélude aux expérimentations officielles par la commission d'essais franco-allemande prévues à partir de mars 1971. Tous les missiles tirés ayant atteint leurs cibles, le succès était total, la maturité technique démontrée. A sa 34ème réunion, à MUNICH le 17 décembre 1970, le Comité de Direction décidait d'organiser une grande présentation "O.T.A.N" en R.F.A. Cette présentation (assez bien réussie) fut organisée à MEPPEN devant de nombreux invités des pays alliés les 03 et 04 mars 1971.

Les essais des services officiels (S.T.A.T en France, Erprobungstelle 61 en R.F.A) furent complétés par des essais aux grands froids en Norvège (à HJERKINN) du 20 janvier au 28 février 1972 puis dans des conditions désertiques à Djibouti, essais effectués par des équipes franco-allemandes ce qui était nouveau et traduisait le niveau de coopération auquel on était arrivé. L'E.M.A.T décidait l'adoption du MILAN le 3 août 1972. La production en série pouvait commencer ; l'accord intergouvernemental pour la fin du développement précisait en effet que, en cas d'adoption du système par l'un des deux pays, une première tranche de fabrication de 10 000 missiles et 200 postes de tir serait lancée en commun. Malgré cette disposition, l'accord intergouvernemental franco-allemand sur cette première série allait se révéler assez long à établir et surtout à faire signer. Les procédures allemandes supposaient un appel à la concurrence qui était juridiquement possible, puisque le marché d'étude passé à Nord-Aviation accordait à l'Etat français et à la R.F.A le droit de reproduction pour leurs propres besoins. Mais il était bien clair pour tous que cela n'était pas industriellement réaliste, compte tenu des technologies très avancées mises en œuvre et des multiples contraintes fixées dans les accords de coopération. Finalement, sur l'insistance du B.P.F.A, Euromissile, désigné comme maître d'œuvre, accepta de consulter quelques industriels français et allemands présentant a priori les capacités suffisantes pour produire certains composants ou sous-ensembles. Comme on pouvait s'y attendre, et compte tenu de frais et de délais supplémentaires (outillages, qualification des produits, etc.) cet appel d'offres confirma que les industriels ayant développé le matériel étaient les plus qualifiés et que leurs prix étaient acceptables.

Heureusement, en raison des perspectives commerciales très prometteuses, Euromissile et son cortège de coopérants réussirent à lancer la production en série avec leurs propres financements. Si bien que les livraisons eurent lieu très rapidement après la notification du contrat, lequel ne pouvait être conclu qu'après la signature de l'accord intergouvernemental (les 03 et 16 février 1973 par les ministres). Entre temps la Bundeswehr avait adopté le MILAN, malgré l'avis défavorable de certains hauts responsables militaires comme le général GUDERIAN commandant les troupes de combat.

8: *Bien que séparés, les essais avaient cependant des aspects complémentaires. Soigneusement élaborés par la Commission Expérimentation du Comité Directeur, les programmes furent conduits dans un bon esprit et permirent la rédaction d'un rapport commun très satisfaisant. On mentionnera les réunions en FRANCE de la Commission Expérimentation pendant la phase critique et sous la présidence du représentant de la Section Technique de l'Armée de Terre (S.T.A.T) : le Lieutenant-Colonel GRANELLE (10 au 12 juin 1969, et 25 au 26 mai 1970) ; Lieutenant-Colonel GLEIZES (09 au 10 décembre 1970 et 18 au 19 novembre 1971). Les réunions en R.F.A étaient présidées par le Lieutenant-Colonel MUNDT (de l'Erprobungstelle 61).*

9: *Du 02 au 03 février 1972, la Commission Expérimentation se réunit à HJERKINN pour examiner les résultats (excellents) de ces essais exceptionnels. La délégation française comprenait : le Lieutenant-Colonel GLEIZES, le Commandant DOTTE, les IPA MOUNIER et MARTIN ; celle du B.P.F.A : l'I.C.A SECRESTAN, Messieurs JANSEN et MALVIN.*

Les performances de cet armement, sans équivalent au monde à l'époque, sa facilité d'emploi (instruction, diversité des montages possibles sur véhicules), une fiabilité encore jamais obtenue (dépassant les 96% requis), expliquent le très rapide succès international du MILAN. Les cadences de production (1 200 missiles et 30 postes de tir par mois) durent être augmentées à des niveaux bien supérieurs à ce qui avait été prévu par les plus optimistes. En avril 1975, la 1ère tranche de série était terminée.

Une 2ème tranche de production était lancée pour les besoins franco-allemands. Un accord intergouvernemental était signé à cette occasion en novembre 1974[10], portant sur une deuxième tranche (12 000 missiles et 600 postes de tir). L'avenir était assuré pour long-temps.

Nous avions laissé le HOT à la fin de 1969 face à de graves difficultés techniques (fil, traceur, dispersion au départ). L'accord intergouvernemental arrivait à son terme, sans que les objectifs fixés aient été atteints, mais les industriels avaient dépensé, et au-delà, les crédits prévus au marché. Enfin, entre la concurrence du TOW (en R.F.A) et de l'ACRA (en France), l'avenir du programme restait à préciser.

Cependant, les efforts entrepris allaient porter leurs fruits et les essais donnèrent des résultats encourageants rapidement confirmés. Après mars 1971, les constructeurs accumulèrent les tirs réussis, à partir de véhicules au sol, puis en guidage automatique à partir d'hélicoptère (ce qui était une première). La portée de 4 000m était concrétisée par de nombreux coups au but à cette distance.

En mai 1971, un avenant à l'accord intergouvernemental permettait de régulariser la situation. Des marchés à prix forfaitaires, à des prix notablement inférieurs aux propositions des industriels, pouvaient être notifiés, certains pour des travaux "nationaux" (c'est-à-dire hors de la coopération parce que portant sur des applications ne concernant qu'un des deux pays - montage sur blindé SPz en R.F.A, sur hélicoptère Gazelle en France -). En février 1972, avait été signé un dernier accord intergouvernemental pour l'industrialisation.

La confiance réciproque se manifestait et pour une bonne part grâce à l'exemple donné par le B.P.F.A - à l'occasion de l'expérimentation officielle (par la S.T.A.T et l'E'Stelle 61) commencée en 1972 et qui pouvait enfin être vraiment commune (en un même lieu) l'E.T.B.S à Bourges -, par des équipes françaises et allemandes travaillant en même temps, avec des moyens de mesures communs, bien que les véhicules de tir fussent différents (AMX 10 M pour la France, SPz pour la R.F.A). Cette expérimentation bilatérale, fut terminée en 1973, après le tir de plus de 130 missiles et des résultats très satisfaisants. Des essais complémentaires par grands froids furent faits ensuite en Norvège, à l'initiative des services allemands.

La même procédure fut appliquée pour l'expérimentation officielle du HOT sur hélicoptères (SA 341 Gazelle pour la France, Bö 105 pour la R.F.A) qui se termina au printemps 1974. L'Etat-Major de l'Armée de Terre pouvait adopter le HOT sur Gazelle SA 341 le 22 juillet 1974 et passer la première commande de série. Un 5ème accord additionnel à l'accord intergouvernemental (compléments et révisions de prix) était signé (par l'IGA MARTRE et le Dr SADTLER) les 15 août et 10 octobre 1974.

Du côté allemand, l'adoption du HOT sur véhicule blindé SPz fut prononcée en juin 1975. L'accord intergouvernemental franco-allemand de coproduction fut signé le 30 septembre 1975; il portait sur 10 000 missiles, 316 postes de tir pour SPz, 110 postes de tir pour SA 341. D'autres allaient suivre, ainsi que des commandes d'autres pays.

10 : par Monsieur DELPECH, délégué ministériel pour l'armement, et Monsieur MANN, secrétaire d'Etat à la défense .

PARTIE II

Description des Matériels Antichars

Chapitre 2.1

CONSÉQUENCES TECHNIQUES DES BESOINS OPÉRATIONNELS

Rédacteur : IGA RAMONT

1 - Il s'est agi pour les Occidentaux et notamment la France de faire face à une menace blindée, à la fois :

- Considérable : on évaluera à 50000 chars la capacité soviétique à se déployer en Centre Europe.

- Localement très concentrée : perspective d'attaque frontale massive, de rupture des zones occidentales, menée par des centaines voire des milliers de chars.

- Proche : les premières formations soviétiques sont à moins de 200 km de Strasbourg.

- Après la 2ème guerre mondiale, cette vision n'était pas claire, et elle ne le deviendra que dans le courant des années 50.

C'est pourquoi, le premier matériel antichar français d'après guerre (l'AC 73) ne sera pas réalisé dans le cadre de ces concepts mais dans le seul dessein de doter l'Infanterie d'une arme capable de remplacer les Bazooka fournis par les Etats-Unis.

L'efficacité de ce type de matériel, comme celui des "Panzerfaust" allemands, malgré leurs limites (très courte portée, faible perforation) n'est plus à démontrer et l'EMAT demande rapidement un matériel du même type mais plus performant. Notons à propos de l'AC 73 qu'il fera dire au général commandant français en Corée : " Messieurs, nous ne sommes pas nombreux (ils étaient 1000) mais nous avons avec nous le meilleur bazooka du monde!".

- très vite cependant la notion de lutte antichar se précise et donne naissance au concept de "compartiments de terrain". En effet l'infanterie au sol ("au ras des pâquerettes" disent les fantassins) distingue 2 compartiments :

- jusqu'à 2000 m : limite raisonnable de l'intervisibilité en Centre-Europe, où il est possible de s'organiser (un tant soit peu) et d'avoir des matériels lourds qu'on peut installer et préparer. Cette limite restera constante au fil des générations de matériels. Elle constituera la base des portées maximales de l'ENTAC, du SS 10, du MILAN et de l'ACRA (et aussi de l'AC3GMP de la 3ème génération qui échappe au cadre de cette étude).

Cette limitation sera cependant ébranlée par l'apparition de l'hélicoptère dans le combat antichar, lequel par nature, peut voir loin. D'où des portées de 4000 m (HOT) voire 6000 m pour les matériels américains.

- de 0 à 500 m : zone d'action de l'infanterie, débarquée de véhicules et livrée pratiquement à elle-même pour occuper ou barrer la zone. Les délais d'intervention deviennent très courts et la mise en œuvre des matériels doit y être quasiment immédiate.

Dès lors, les missiles, avec leur ralliement tardif sur la ligne de visée y sont mal adaptés et ce sont les vecteurs balistiques plus rapides, plus instinctifs, qui vont en être les meilleurs instruments (on a comparé ce tir à celui des chasseurs). En outre, au contraire du missile guidé qui nécessite une poursuite continue de la cible après le départ du coup, le tireur de roquettes, dès qu'il a appuyé sur la mise à feu, n'a plus qu'à disparaître pour se soustraire à la réaction possible de l'adversaire, s'il l'a manqué, ou des chars qui l'accompagnent.

Il est intéressant de constater que l'évolution des missiles les conduira à des pilotages de plus en plus automatisés, pour améliorer leur précision à courte portée, sans toutefois réussir à leur faire occuper vraiment la "niche" des ACL (du moins tant que celle-ci ne recherchera pas des objectifs extrêmes de portée et d'efficacité terminale).

2 - Pour succéder au LRAC 73, l'EMAT définit dans les années 50 les grandes lignes de son besoin opérationnel qui prendra le nom générique d'ACL (Antichar Léger)

a) La spécification d'une portée de 500 m est caractérisée par des définitions claires, pour éviter des interprétations fantaisistes, comme par le passé, à savoir :

- une portée utile de combat (PUC) qui élimine toute possibilité d'ajustement de la hausse en fonction de la distance de la cible. En effet, il est clair qu'un fantassin tirant sur un char à quelques centaines de mètres, ne peut pas manipuler de lunette ou de télémètre (et encore moins calculer une correction en fonction de la vitesse de la cible).

Le pourrait-il, au demeurant, que les conditions d'emploi opérationnel tous terrains rendraient caduques tous les réglages de haute précision (vis micrométriques et autres boutons moletés) que demandent les instruments d'optique.

La lunette, devenue simple viseur, sera fixe. Tout au plus pourra-t-on y graver quelques symboles simples (silhouettes de char ou de tourelles).

De ce fait, la portée d'emploi au combat correspondra à une trajectoire balistique dont la flèche sera inférieure à une hauteur standard de char soit 2,3 m. En considérant en outre qu'on ne voit jamais le "pied" du char, ceci correspondra à une durée de trajet balistique de 1,2 seconde.

La distance ainsi parcourue est le produit vitesse x temps, et dans le cas d'une roquette sans poussée additionnelle, donc avec une vitesse décroissante du fait de la traînée aérodynamique, on peut considérer que la distance parcourue en mètres sera à peine supérieure à la vitesse initiale en mètres/seconde.

Après cette définition, le tireur vise le tiers inférieur du char, qui sera touché :

- en haut de la tourelle pour une distance moitié de la PUC
- au tiers bas du char (ce qui est le point visé) pour une distance égale à la PUC

Le projectile touchera le sol devant la cible, s'il est tiré au delà de la PUC.

Il est curieux de constater qu'avec les missiles guidés automatiques, on aménagera quelque chose de très ressemblant, à savoir une "surélévation" de la trajectoire au-dessus de l'axe de visée (pour éviter les impacts sol prématurés lors de tirs rasants) et que cette disposition entraînera l'obligation d'une visée analogue à celle des balistiques dans le cas de la PUC, à savoir sur les parties basses visibles du char...

b) - Une efficacité terminale suffisante vis-à-vis du char moyen standard OTAN et si possible du char lourd.

Ce point devint très vite très complexe du fait de l'évolution constante des blindages : apparition des pré-blindages ou des blindages réactifs.

Cette course à l'efficacité terminale entraînera à terme l'extinction des armes balistiques qui ne pourront suivre, du fait des augmentations en calibre, masse et complexité.

c) Un poids de l'arme chargée prête au tir, limité à 10 kg.

Une longueur de l'arme chargée inférieure à 1,2 m.

Des conditions d'environnement classiques (- 70°C, + 50°C.....)

Des impératifs de rusticité et de fiabilité etc....

Le saut technologique ainsi demandé par rapport au LRAC 73 est manifeste : beaucoup plus rapide et efficace et à peine plus lourd.

3 - Dès avant 1960, des études préliminaires sont engagées sur des voies techniques différentes auprès de 3 industriels :

STRIM

APX (Puteaux)

ABS (devenu EFAB) Etablissements de la DEFA

Le problème principal est la PUC : en effet les techniques d'autopropulsion butent sur le problème de la tenue du propergol constituant le bloc de poudre à l'accélération de départ. En effet, si dans l'AC 73 cette accélération est de 1000 g (et encore, en considérant qu'une partie de la combustion se déroule après la sortie du tube), une vitesse initiale de l'ordre de 500 m/s (pour avoir une PUC de 500 m) conduit à une accélération de 10.000 g *environ, parfaitement incompatible avec la tenue mécanique* du propergol (surtout à + 50°C). Si on réduit la spécification, par exemple à 400 m/s, la contrainte diminue de moitié (5000 g). Par contre, lors du vol, la vitesse, du fait de la traînée aérodynamique, repasse très rapidement par la phase sonique (340 m/s) qui est maudite par les balisticiens qui n'y voient que risque de perdre le projectile par instabilité aérodynamique.

Il fallait trouver d'autres voies.

- La STRIM, cependant, persiste et présente un projet basé sur une roquette autopropulsée dont la vitesse initiale est limitée en dessous de la zone de compressibilité (290 m/s) et l'accélération à 3000 g (entièrement dans le tube).

- L'APX, s'appuyant sur des études antérieures dont les résultats étaient prometteurs, prend une voie originale à plus d'un titre :

- Une vitesse initiale de 400 m/s obtenue avec un canon sans recul, entièrement basé sur les techniques d'autopropulsion, c'est à dire un chargement de propergol en lamelles, fixe pendant la combustion, fonctionnant à une pression compatible avec les propergols dits "Tout temps" constituant la base de l'autopropulsion (300 bars). C'est en somme un propulseur classique dont une partie des gaz est utilisée vers l'avant pour mettre le projectile en vitesse.

- Une propulsion additionnelle sous forme d'un propulseur situé dans l'ogive, allumé par le phénomène d'accélération dans le tube, et fonctionnant 0,2 s entre 2 nœuds de nutation du projectile de façon à effacer la composante de traînée dans le cas d'un mouvement angulaire et ainsi à réduire, voire même annuler, l'effet d'une dispersion balistique.

- l'EFAB (devenu alors le seul Etablissement d'Artillerie) adopte un canon sans recul classique, c'est à dire avec une charge de poudre en grains, fonctionnant à plus de 1000 bars, et conférant au projectile une vitesse initiale supérieure à 500 m/s.

La DEFA concentrera ses efforts sur les 2 premiers projets. En 1962 l'EMAT publie une spécification définitive en tenant compte des difficultés techniques à remplir l'ensemble des conditions :

- STRIM promet 8 kg pour une arme chargée mais avec une PUC de 300 m.

- APX annonce 12 kg pour une PUC de 500 m.

Un compromis est établi sur la portée :

- 300 m est un minimum indispensable

- 500 m est un objectif souhaitable.

Le projet STRIM, quoique moins ambitieux mais probablement plus compatible avec une réalisation industrielle à court terme, sera adopté par l'Etat-major en 1968.

Le projet APX, soutenu par des perspectives à l'exportation, sera poursuivi jusqu'en 1971, puis définitivement arrêté.

Le projet STRIM connaîtra 3 années de vicissitudes industrielles dues au rachat de la société par LUCHAIRE qui n'avait pas participé au développement et ne disposait pas des équipes techniques adaptées à ce type de matériel, relativement pointu.

Quoique la suite des travaux sur les armes balistiques Antichar déborde de la période couverte par cette étude (jusqu'en 1975), il est intéressant de signaler que vers la fin des années 70, la SERAT, bureau d'études issu de la STRIM, et appuyé sur MANURHIN, développera, sur fonds propres, le système APILAS extrapolation de l'ACL au calibre 112 mm.

Les spécifications étaient alors telles que la formule "projectile balistique" devenait complètement dépassée : PUC = 600 m, gros calibre pour intervenir efficacement sur char lourd et même équipé de blindages réactifs (d'où nécessité d'une charge double) et, le comble pour des énergies initiales élevées, l'obligation de tir en local occlus! C'est le missile ERYX de l'Aérospatiale qui sera choisi pour répondre à ces spécifications (lesquelles "sortaient" significativement de la zone dévolue aux balistiques ce qui explique son entrée dans ce domaine).

Notons encore que, pour ce faire, le missile devra renoncer au pilotage aérodynamique et adopter un pilotage "en force" (actions de jets de propulsion directement au Centre de Gravité). les ailettes aérodynamiques n'étant là que pour stabiliser le vecteur pointe en avant, exactement comme pour les balistiques...

Chapitre 2.2
ARMES BALISTIQUES

2.2.1. AC 73 mm Mle 1950

A. Présentation

Arme Antichar à réaction rapprochée pour Section et Compagnie.

Elle fut développée par la DEFA avec la participation de divers établissements :

LCA - ETVS (Versailles) - ETBS (Bourges)

MLS (Levallois) rattaché à l'APX

La tête antichar est une charge creuse de 73 mm équipant la première grenade à fusil antichar développée après la 2ème guerre mondiale, réalisée par STRIM après les débuts en la matière des établissements BRANDT (cf. PARTIE III chap.8).

C'est un projectile autopropulsé guidé au départ dans un tube de lancement et stabilisé par empennage.

Il comprend :

- La tête active, avec une ogive alliage léger comportant à la pointe une couronne crantée anti-ricochet en acier dur et, autour du cône avant, 2 collerettes de freinage. Elle renferme une charge de 300 g d'explosif HT.

- L'amorçage, réalisé par une fusée détonateur placée en arrière du chargement (avec goupille de sécurité à retirer au moment du tir).

- Le propulseur contenant un bloc de poudre (GC7 Th) débitant dans une tuyère axiale.

- L'inflammateur électrique en avant du bloc de poudre (relié à l'arme par 2 fils et une fiche).

- L'empennage stabilisateur avec 12 ailettes avec un carénage circulaire.

Diverses autres charges sont en dotation :

Charge mixte : avec une efficacité antipersonnel

Charge lacrymogène

Charge d'exercice (tête lestée et fusée inerte)

Les performances (portée 200 m - pénétration 4 calibres) étaient largement au-dessus des matériels générés lors de la 2ème guerre mondiale et contribuèrent à donner un succès international au système : plus d'un million de roquettes.

B. Caractéristiques de l'arme

Longueur du tube : 1,20 m.

Masse de l'arme (tube chargé) : 6 kg.

Masse du projectile : 1,4 kg.

Mise à feu électrique

Vitesse : 170 m/s.

Accélération : 1000 g pendant 0,2s.

Portées : combat : 200 m.

: maxi : 300 m.

Perforation : 300 mm (4 calibres)

Pointage par lunette

Support constitué par bouclier de protection.

La précision est de l'ordre de 1m x 1m à 200 m, les résultats sont réputés excellents, de même que la fiabilité (d'où le succès international).

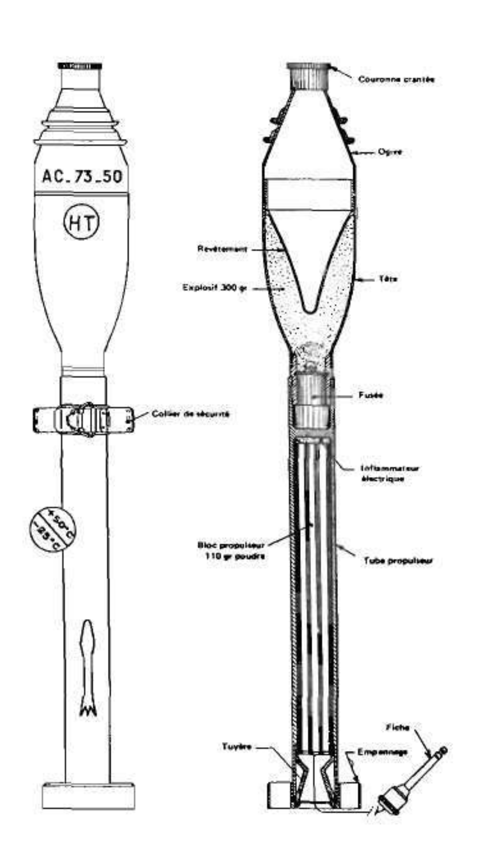
La combustion du bloc de poudre se terminait à l'air libre générant des évacuations d'imbrûlés, d'où le tablier de protection pour le tireur.

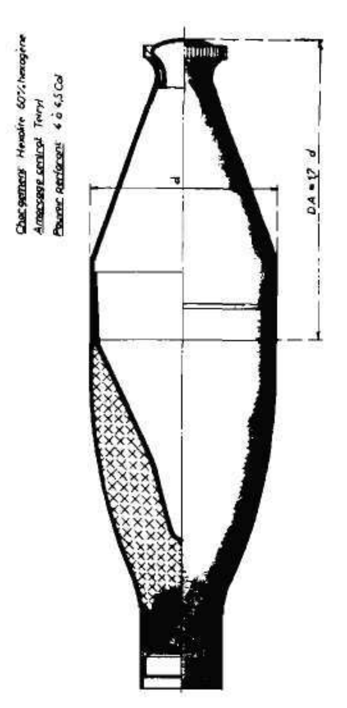
ROQUETTE AC DE 73 mm Mle. 1950



Fardeau de 3 roquettes







2.2.2. LRAC 89 (Modèle F1)

A. Présentation

- L'arme collective légère Antichar (ACL) STRIM a fait l'objet d'une adoption de principe par l'EMAT (5 septembre 1968) sous la référence LRAC de 89 mm modèle F1.

- C'est un lance-roquettes calibre 89 mm à mise à feu électrique par générateur à induction. Le pointage s'effectue par une lunette préréglée en hauteur et direction (APX M309).

La crosse et l'épaulière peuvent coulisser le long du tube pour permettre au tireur de trouver la meilleure position.

Le réticule de la lunette est gradué pour les portées 100 à 1000 m grâce à des repères stadimétriques permettant au tireur d'évaluer la distance et d'afficher instantanément la hausse probable.

Le tube et le conteneur de la munition sont en stratifié fibre de verre résine epoxy; le conteneur sert de rallonge au tube en se verrouillant sur lui avant tir.

- La roquette, fixée dans le conteneur comporte :

  - La charge creuse amorcée par fusée de culot avec un dispositif piézo-électrique de tête.
  - La charge propulsive: fagots de tube de poudre SD.
  - La tuyère comportant des aubes pour fournir le couple de mise en rotation.
  - 9 ailettes déployables pour la stabilité en vol.

Diverses autres charges accompagnent la Charge Creuse : éclairantes, antipersonnel, anti-véhicules légers, exercice (fumigène, traçantes, coup blanc)

B Caractéristique de l'arme

Longueur du tube non chargé	:	1,15 m	
Longueur du tube chargé	:	1,60 m	
Longueur roquette	:	0,60 m	
Masse de l'arme	:	4,35 kg	
Masse de la lunette	:	0,45 kg	
Masse de la roquette en conteneur		3,2 kg	
Vitesse initiale	:	290 m/s	
Accélération	:	3000 g en 0,01 s.	
Portées : combat	:	300 m	: maxi : 500 m
Précisions (H+L)	:	2,4 m à 300 m	3,0 m à 500 m
Probabilités d'atteinte	:	0,7 à 300 m sur char en mouvement	
		0,25 à 500 m sur char fixe	

Levée de sécurité de la Charge creuse 5 m.

Incidence de fonctionnement charge creuse < ou = 74°

Bruit au départ 180 db pendant 0,04s.

Perforation de la charge creuse : 400 mm (5 calibres)

C. Quelques remarques sur la dynamique de vol

- La combustion très rapide du fagot propulseur se traduit par l'absence d'éjections nuisibles au sortir du tube, ce qui évite les masques et boucliers toujours handicapants.

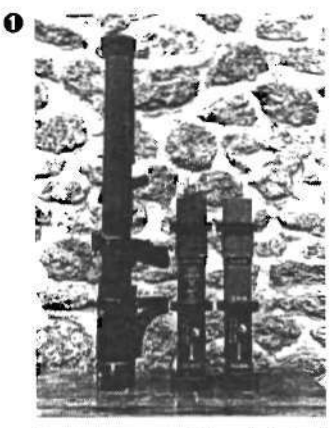
- La vitesse est acquise dans le tube et la seule accélération libre en vol aérodynamique est celle de la traînée. (moins de 2 g à la vitesse d'éjection) ce qui limite les écarts de trajectoire consécutifs aux mouvements d'assiette.

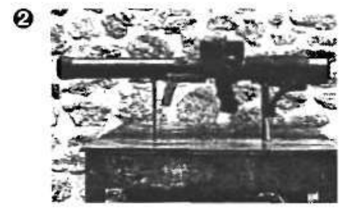
- Les ailettes de tuyère génèrent un couple assurant une rotation constante dès la sortie du tube (mais limitée pour ne pas nuire à l'efficacité de la charge creuse).

Cette rotation (sans effet gyroscopique important) a pour effet majeur de réduire à zéro les conséquences d'un couple d'excentrement (défaut de centrage ou de distribution massique).

L R A C 89 Modéle FI

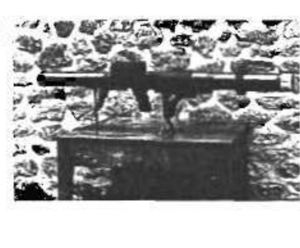
Roquette anti-char de 89 mm Mle. F1

❶ 

❷ 

❸ 

❹ 

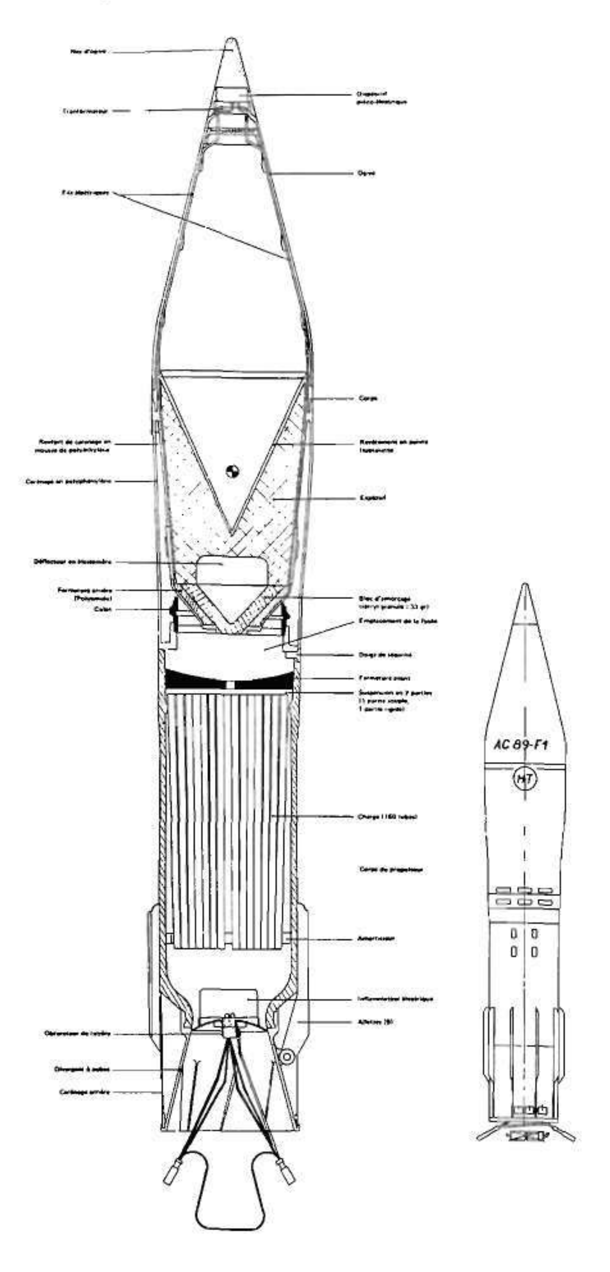


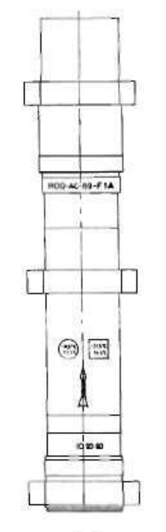
❶ *Arme et munition (réelle à gauche, d'exercice à droite)*

❷ *Arme non chargée (côté gauche).*

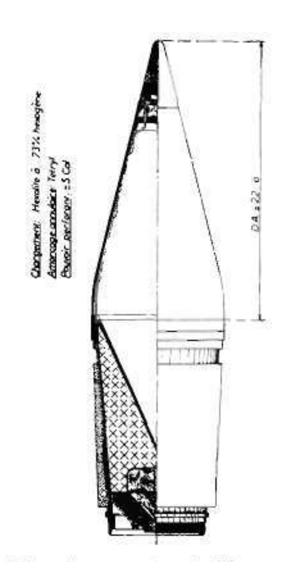
❸ *Arme non chargée (côté droit).*

❹ *A.C.L. STRIM prête au tir*





Conteneur de lancement.



Tête de roquette de 89 mm Modéle F1

2.2.3 : *Antichars balistiques lourds*

Au lendemain de la guerre, la conception de la défense antichar à portée plus grande que celle des engins légers type bazooka a été définei le 8 novembre 1949 :

Perforation 300 mm

Portée de 1000 m (avec flèche max de trajectoire de 2,5 m)

Projectile de moins de 13 kg

Emport par chenillette

Les études de missiles antichars entraient dans ce programme, avec le SS 10 et l'ENTAC, mais (et c'était la sécurité, car ceux-ci n'avaient pas encore fait leurs preuves) des solutions balistiques furent mises à l'étude, en parallèle :

- Autopropulsé BRANDT

- Autopropulsé E.R.T

- Canons sans recul de 105 et 150 mm. Ces matériels n'atteindront pas le stade opérationnel, mais il est intéressant de rappeler leurs caractéristiques qui définissent en fait des limites physiques extrêmes de la solution balistique.

2.2.3.1. Autopropulsé BRANDT

Projectile de calibre 120 mm stabilisé gyroscopiquement par tuyères inclinées, la charge creuse étant montée sur roulements pour ne pas participer à la rotation du corps (du fait des limitations en rotation pour former normalement le jet de charge creuse).

Diamètre projectile	: 120 mm
Longueur projectile	: 800 mm
Poids total avant tir	: 11,4 kg.
Vitesse initiale	: 420 m/s

Rotation : 30.000 tours/min. Le tube de lancement est lisse, long de 2,5 m. Il est associé à d'autres tubes (2 ou 3) pour constituer un ensemble monté sur Jeep avec :

- un appareil de pointage (lunette de visée)

- un correcteur automatique de hausse rectifiant le pointage en hauteur en fonction du vent latéral (environ 1,5 millièmes pour 1 m/s de vent)[1].

La portée espérée de 1000 m est loin d'être acquise avec la vitesse initiale de 400 m/s (il y faudrait plus de 650 m/s). On mesurera en effet, à la distance de 600 m :

- une flèche à peine inférieure à 3 m

- une durée de trajet de 1,8 s.

- Le pouvoir perforant varie avec la portée :

- à 200 m	: 400 mm pour 100% des coups
- à 600 m	: 350 mm pour 100% des coups
	: 400 mm pour 75% des coups
	: 420 mm pour 50% des coups

1 : *Nota : Cette influence du vent latéral sur l'écart en hauteur, avec un engin à rotation rapide est expliquée dans la partie III chap.1.*

- De plus, la solution s'annonçait peu attractive sur le plan économique, avec des évolutions nécessaires (augmentation très importante de la vitesse initiale) n'allant pas dans le sens d'une optimisation des coûts... ni de la discrétion opérationnelle.

2. 2.3.2. Autopropulsé E.R.T

C'est une solution type AC 73 (autopropulsé stabilisé par ailettes) à très grande vitesse initiale :

Masse : 10 kg.

Calibre 96 mm

Diamètre max empennages 150 mm

Longueur projectile 1 m.

Longueur tube 2,5 à 3 m (lisse, ouvert)

Vitesse initiale 600 m/s

Perforation charge creuse plus de 300 mm

Le point d'achoppement du programme a été la précision, car les perturbations de sortie du tube, à cette grande vitesse ; n'ont jamais été maîtrisées.

De plus, la signature du coup de départ ne devait pas être minime, puisque l'énergie était de l'ordre de 300 kilojoules (!)

2. 2.3.3. Canon sans recul de 150 mm (L.R.S.L)

C'est un canon de 200 kg de masse oscillante (2,10 m de long) lançant un projectile de 7 kg à la vitesse de 550 m/s avec une rotation modérée (tube rayé à 4°) permettant d'escompter 300 mm de pénétration. La masse de la cartouche est : 13 kg.

A 500 m la précision est bonne : H+L < 2,5 m.

Il était prévu pour être monté sur chenillette Hotchkiss ou sur Jeep.

Là aussi, la portée de 1000 m était loin d'être possible, sauf à effectuer des tirs corrigés en hausse.

2.2.3.4. Canons sans recul de 105 mm

Il y eut deux candidats pour ce programme :

- le canon S.R 105 de l'E.T.B.S :
    - canon rayé de 120 kg et 2,5 m de long
    - projectile analogue à celui du 150 mm du LRSL
    - vitesse initiale : 550 m/s
    - perforation escomptée : 180 mm
- le canon S.R 105 BRANDT :
    - tube lisse de 120 kg
    - projectile empenné dérivant du 90 mm USA
    - vitesse initiale : 550 m/s
    - perforation escomptée : plus de 300 mm.

Là également, les problèmes de précision et de portée longue se révèleront insurmontables.

Chapitre 2.3
MISSILES DE PREMIÈRE GÉNÉRATION

2.3.1 SS 10

2.3.1.1. SS 10.- Historique.

SS 10 fut le premier projet de petit missile auto propulsé mis au programme de l'équipe "Engins Spéciaux" de l'Arsenal de l'Aéronautique. Il s'inscrivait dans les rubriques "Terre" de l'instruction du 5 août 1946 et fut suivi, au niveau étatique, par la DTI (Direction Technique et Industrielle) dépendant du Ministère de l'Air.

L'association d'un petit véhicule aérien télépiloté, et d'une charge creuse, capable de perforer d'importantes protections blindées, allait se révéler extrêmement féconde pour l'avenir de l'armement antichar.

Les études et développements, d'une part des charges creuses et d'autre part du véhicule porteur, furent menées, au début, indépendamment. En particulier, les charges creuses entraient aussi dans les concepts de roquettes antichars, qui avaient déjà fait leurs preuves à la fin de la guerre et dans d'autres projets de missiles.

Pour le véhicule, les précédents étaient moins nombreux. Le X 7 allemand "Rotkäppchen" a été extrapolé du X 4 par le Docteur Kramer, au cours de l'été 1944. Ce petit missile de 9 Kg, volant en auto rotation, muni d'un propulseur à poudre, guidé par l'intermédiaire d'une liaison électrique bifilaire au poste de tir, et portant une charge militaire de 2 Kg d'explosif, avait une portée d'environ 1 Km. Quelques exemplaires, fabriqués par Rhurstahl, furent essayés sur le front de l'Est, en janvier 1945. Ce prototype, ainsi que l' X 4 (engin Air-Air allemand) ont inspiré nos premiers projets de SS 10 pour :

- L'aérodynamique, la forme générale d'un corps fuselé muni de 4 ailes en croix en vol, à faible vitesse d'auto rotation (une toute première version à 2 ailes et empennage circulaire fut vite abandonnée).
- Le guidage par fils transmettant les ordres de pilotage.
- Les intercepteurs aérodynamiques tout ou rien, placés sur ces ailes.
- Un petit gyroscope de roulis lancé par poudre.
- La propulsion par fusée à poudre.

Mais il a fallu réviser chacune de ces techniques qui n'étaient guère qu'à l'état "d'idées", au moins pour l'équipe de Châtillon.

Les technologies et les possibilités industrielles de l'immédiat après-guerre, dans notre domaine, en France, n'étaient pas très avancées. On a vu ce qui a pu être" glané", soit en Allemagne, en récupération des travaux considérables effectués dans les armements, soit dans les magasins de pièces détachées laissés en Europe, par les Américains.

Néanmoins, le développement du SS 10 fut, pour la "jeune" équipe E 5 de Châtillon, une dure école de formation à un métier exigeant.

Les anecdotes illustrant cette situation, abondent.

On se souvient, par exemple, des précautions prises par les équipes d'essai, qui croyant bien faire, démontaient sur le terrain les quelques missiles à tirer, pour en vérifier les dif-

férents éléments et s'assurer que le transport sur le champ de tir n'avait rien détérioré ! Opérations menées le plus souvent dans les pires conditions et qui contribuaient plutôt à provoquer des pannes supplémentaires ! Jusqu'à ce que J.E. Stauff impose le principe du concept "munition", laquelle doit être conçue et préparée en usine, avec tous les moyens nécessaires, et présenter toutes les garanties pour son stockage, son transport et son utilisation dans les conditions opérationnelles. "Nous voulions que nos matériels, non seulement les engins eux-mêmes, mais également les équipements nécessaires à leur utilisation, leur vérification, leur transport, leur stockage et l'entraînement des utilisateurs soient simples, robustes et relativement bon marché. Les conditions d'emploi des engins sont, en effet, très différentes de celles des avions, et sous certains aspects, se rapprochent beaucoup plus de celles des munitions". (J.E. Stauff)

Il faut reconnaître que ce principe, parfaitement souhaitable, n'était pas facile à réaliser, compte tenu des technologies existantes. Il fallait se rendre compte des situations difficiles rencontrées parfois sur les champs de tir où, par mauvais temps, les câbles de connexion poste de tir/missiles, traînaient dans la boue, où l'ensemble de la position était noyée par une pluie diluvienne ou trempait dans la neige, avec des prises de connexion électriques très peu fiables. On se souvient des "longs feux" propulseurs, par temps froid, des défauts de collage des ailes, lors d'essais de vibrations/secousses, etc.

On se souvient aussi des difficultés à réaliser, avec des relais télégraphiques (les transistors n'existaient pas !), les amplificateurs des signaux électriques transmis par les fils de télécommande aux intercepteurs aérodynamiques. Ces relais, très fragiles et difficiles à régler, avaient dû être mis, pour être suffisamment protégés, dans des boîtiers métalliques étanches, soudés à l'étain, et qu'il fallait trier soigneusement, après cette protection qui avait souvent perturbé le réglage et rendu le relais inutilisable.

Le premier vol du missile SS 10 complet a eu lieu fin 1949.

Les mises au point en vol du SS 10 ont été effectuées sur les champs de tir mis à la disposition de l'Arsenal de l'Aéronautique par la DTI.

Les premiers essais en vol complet ont eu lieu à Villaroche, sur le terrain d'aviation, dans une zone désaffectée, et en dehors des heures d'activité de la piste.

Plus tard, le Colonel Crépin, commandant du "Camp léger de Frileuse" mit à la disposition de l'équipe SS 10 un emplacement du camp qui a permis d'effectuer, pendant plusieurs mois, des séances d'essais (une par semaine) où 3 à 5 missiles étaient testés en vol réel. C'est là que les progrès décisifs ont été obtenus. Quelques démonstrations ont pu être organisées pour des personnalités de la DTI (I.G. Suffren Hébert, par exemple) et de l'Armée de Terre.

Par la suite, la mise à disposition du Champ de tir de Mailly, aux possibilités beaucoup plus larges, a été le lieu d'achèvement du développement, avec, en particulier, les essais à charges réelles contre des plaques de blindage représentatives. Il a servi ensuite pour les recettes de lots de série.

A signaler aussi que le premier tir de SS 10 à partir d'un avion lent (Morane 500) a eu lieu à Romilly, le 12 juillet 1951. Le terrain d'aviation de Romilly avait été retenu par suite de considérations de logistique de l'Armée de l'Air. Les essais suivants ont été effectués à Mailly, où une piste d'atterrissage pour avions lents avait été créée.

Le premier tir en vol de SS 10 à partir d'hélicoptère (SE 3120 - Alouette I) a eu lieu à Mailly le 15 octobre 1953.

Dans toutes ces phases de mises au point globales, forcément très qualitatives, la nécessité d'un jugement aussi impartial que possible est apparue. Elle a conduit à la fonction

"d'ingénieur d'essai en vol", chargé d'interpréter l'influence bénéfique ou maléfique de telle ou telle modification ou de tel ou tel nouveau réglage, ceci en complément des enregistrements de paramètres de fonctionnement de l'installation de tir et, plus tard, de petits enregistreurs embarqués dans le missile lui-même. Le tout exploité par les travaux et calculs du Bureau d'Etudes. Cette fonction , importante et parfois délicate, a été confiée à Jean Malaval (Sup'Aéro) qui a acquis dans cette fonction pour SS 10 et les engins suivants, une maîtrise absolument remarquable.

SS 10 a été fabriqué en série jusqu'en janvier 1962.

30 000 missiles ont été produits.

SS 10 a été évalué par les Etats-Unis, qui ont conclu "Vous avez là un engin brillant, mais ce n'est pas une arme". Les épreuves très sévères d'environnement, qui furent appliquées par les militaires américains à Aberdeen, ont eu raison des points faibles de nos technologies, mais cela nous a fait prendre conscience de ce que les militaires pouvaient exiger de nos matériels, d'où les orientations vers les concepts "munitions" et la mise en place des équipements de test climatiques et mécaniques, pour les vérifications correspondantes, avant toute présentation aux clients.

D'autres démonstrations ont été faites à l'étranger, ou devant des étrangers en France. Citons, en particulier, une démonstration en Israël, en présence du Général Moshe Dayan, lequel fut particulièrement convaincu.

Prévu d'abord pour l'infanterie, SS 10 a été monté sur véhicules légers (Jeep, VLR Delahaye, chenillette, etc.).

Il a été utilisé pour les premiers essais de lancement de petits missiles guidés à partir d'avions lents (Morane 500) et d'hélicoptères (Alouette, Djinn, Bell).

2.3.1.2. Le système d'arme.

Il utilise, à partir d'un poste de tir déployé au sol ou monté sur un véhicule terrestre ou aérien, une munition autopropulsée, téléguidée par fils et gouvernes aérodynamiques, volant en auto rotation. Il est destiné à l'attaque d'objectifs terrestres, principalement des chars.

2.3.1.2.1. La munition.

C'est un corps fuselé de calibre 165 mm, de longueur, hors tout, 860 mm, muni de 4 ailes en croix, d'envergure 750 mm.

Livrée et transportée en une caisse métallique, la munition comprend 3 éléments :

- Le corps empenné.
- La charge militaire à fixation rapide sur le corps empenné.
- 2 piles sèches à montage rapide.

Dimensions de la caisse : hauteur 595 mm, longueur 560 mm, largeur 575 mm.

Le poids total du corps complet dans sa caisse est : 47 kg.

Le poids du missile assemblé prêt au tir :	15 kg.
Le poids de la charge militaire seule:	5 kg.
L'accélération au départ est de :	13 g.
La vitesse de vol	80 m/sec.
La portée pratique maximum	1 600 m.
" " " minimum environ	600 m

La charge militaire.

C'est une charge creuse STRIM de calibre 110 mm comportant un cône en cuivre et une charge explosive hexolite à 63%.

La fusée pyrotechnique comporte une amorce à percussion mécanique et un relais de tétryl. Entre les deux, un volet mécanique d'interruption de chaîne assure la sécurité avant le tir. L'armement, par levée de ce volet, est réalisé par un prélèvement de gaz sous pression, dans le propulseur de croisière.

Cette charge perfore environ 400 mm en acier plein (soit environ 4 calibres).

Sous incidence de 60° elle perce une plaque d'épaisseur 200 mm.

Le corps empenné.

Il contient :

- Le propulseur.

- Les 2 fuseaux dérouleurs des fils de guidage.

- Le gyroscope à poudre.

- Les relais électriques pour amplification des ordres de guidage et commande des intercepteurs aérodynamiques.

- Le traceur pyrotechnique.

- Le capot arrière.

Le propulseur.

C'est une fusée à poudre à 2 étages (accélération et croisière) en 2 chambres de combustion.

Les chargements sont en poudre SD (nitroglycérine/nitrocellulose), obtenus par extrusion dans une presse.

L'étage "accélération" comprend 3 blocs annulaires concentriques, obtenus par usinage au tour. Elle fournit une poussée d'environ 200 DaN, pendant 0,65 sec.

L'étage "croisière" utilise un "boudin" plein en poudre de même composition, également façonné au tour. La poussée est d'environ 9,5 DaN pendant 18 sec.

La surface latérale et le fond avant de ce boudin sont recouverts d'une couche d'inhibitor, de composition spéciale, fourni et mis en place par la Poudrerie du Bouchet. La combustion se propage donc "en cigarette" et la poussée, qui dure environ 18 sec., permet de conserver la vitesse de 80 m/sec., jusqu'en fin de propulsion. La technique d'application de ce vernis était très délicate. Elle consistait à déposer, au pinceau, de nombreuses couches minces d'une composition, genre peinture chargée de poudre lithopode, qu'il fallait sécher, couche par couche, par rayonnement de lampes chauffantes "infrarouges". Malgré toutes ces précautions, l'adhérence à la poudre était quelque peu aléatoire, et un contrôle unitaire, manuel, "au son", à l'aide d'un petit marteau de bois, était indispensable. L'avènement des inhibitors, genre polyester, fut un grand progrès, dans la sécurité et dans le coût.

La structure du propulseur est en alliage d'aluminium forgé et usiné. Elle consiste en 2 pièces de révolution se vissant sur un fond intermédiaire, également en alliage d'aluminium.

L'accélération débite par une tuyère annulaire en acier doux.

La mise à feu est assurée par une coupelle, chargée en poudre noire et initialisée par un inflammateur électrique.

La croisière débite par un tube de liaison se terminant par une petite tuyère, également en acier doux (dans une version plus évoluée, le col de cette petite tuyère a été réalisé dans un grain de graphite amorphe). Ce tube traverse toute la chambre d'accélération et forme la partie centrale de la tuyère d'accélération. Dans le fond intermédiaire, est monté un "clapet à bille", avec retard incorporé, constitué par un petit cylindre de poudre, qui brûle au régime du propulseur d'accélération. Après ce délai, l'accélération allume l'étage croisière et le clapet se ferme sous la pression croisière.

A noter que les trajectoires de départ relativement dispersées du SS 10, avaient déjà fortement attiré l'attention des concepteurs et lancé les réflexions pour régulariser mieux ces premières secondes de vol. Par exemple, l'ensemble tuyère de croisière/tuyère d'accélération annulaire a fait l'objet de modifications pour mieux assurer la direction de l'axe de la poussée d'accélération au départ. Le fait que la tranche de sortie de ces tuyères soit à l'intérieur d'un capotage constituant l'arrière du missile, a fait soupçonner des instabilités d'écoulement de la zone de mélange du jet avec l'air extérieur. Un "banc vertical couteaux" a même été réalisé, le missile étant posé "tuyère en l'air" sur un support à couteaux, matérialisant l'axe géométrique du missile et permettant ainsi de mesurer par dynamomètre, les moments parasites induits à la mise à feu . On a été amené à ménager de larges fentes pour l'alimentation en air additionnel de ce capot arrière. Une amélioration certaine a été acquise, mais le problème des dispersions n'a pas été complètement résolu. Les tireurs ont toujours eu des difficultés à ramener rapidement le missile en alignement avec la cible (et déjà dans le champ de la lunette optique grossissante). Ce qui, compte tenu du temps de réponse, relativement "long", de l'opérateur humain dans la boucle de guidage, et de la faible manœuvrabilité du missile au début du vol, conduisait à assurer une distance courte, d'environ 5 à 600 m, pour garantir une bonne probabilité de coup au but.

Les 2 fuseaux dérouleurs.

En forme de 2 bobines de fil d'acier émaillé de 0,15 mm de diamètre et de 1650 m de longueur, enfermés dans un capotage/fuseau, en aluminium, de forme spéciale, pour faciliter le déroulement (voir technique des fils de guidage). Les fils sont guidés, jusqu'à l'arrière du missile, par des tubes/gouttières, également en alliage léger. Le missile dépose les fils au fur et à mesure de son vol (ils restent connectés au poste de tir, pour la transmission des signaux électriques).

Le gyroscope à poudre.

Il sera commun au missile Air/Air et aux antichars suivants : SS 11 - SS 12 (voir gyro à poudre) et destiné à la répartition des ordres de guidage aux intercepteurs aérodynamiques, en fonction de la position instantanée en roulis du missile.

Les relais électriques.

Pour l'amplification des signaux de télécommande, grâce aux piles de bord.

Le traceur pyrotechnique.

Du genre feu de bengale.

Les voilures et les intercepteurs aérodynamiques.

Pour plus de simplicité, et vu les faibles vitesses de vol retenues pour le projet, les voilures, en bois contreplaqué, sont des surfaces planes de technologies particulièrement simples et montées de manière fixe sur le corps. Elles sont légèrement inclinées par rapport à l'axe longitudinal du missile, pour provoquer et entretenir l'auto rotation.

Le choix des intercepteurs aérodynamiques, commandés en "tout ou rien" par 2 électroaimants et placés vers l'emplanture des voilures, est un héritage de la technique du missile allemand X 4. En position "sortie", la lame intercepteur provoque une prise d'incidence

de l'ensemble de la voilure concernée, d'où apparition d'un facteur de charge (voir le principe de télécommande par intercepteur). La lame elle-même oscille entre les 2 positions extrêmes, entièrement sortie à l'intrados, complètement effacée à l'extrados, et l'inverse. Ces battements, commandés par les électroaimants, sont organisés en créneaux tout ou rien, communiqués par la télécommande et modulés pour obtenir l'ordre désiré.

2.3.1.2.2. Le poste de tir.

Il se compose :

- D'un poste de commande manuel ou semi-automatique.
- D'un générateur électronique de signaux de télécommande.
- D'une boîte de sélection reliée aux différents missiles en batterie.
- D'un petit manche de pilotage, associé avec un trépied, portant une jumelle grossissante 8x30 (permettant une bonne visibilité, jusqu'à 1 500 m).
- D'une source de courant continu 24 V (piles ou batteries).

Ces diverses parties sont reliées entre elles et aux supports de lancement, par câbles et prises de courant.

La séquence de mise à feu comprend successivement :

t = 0 mise à feu du gyroscope à poudre

t = 0,3 s déverrouillage du gyro et mise à feu du traceur

t = 0,6 s mise à feu du propulseur d'accélération

2.3.1.2.3. Les lance-missile.

Pour l'utilisation à terre, la caisse de transport sert au lancement. Dans cette caisse, le missile est supporté en 3 points par des broches de longueur très courte, s'engageant dans des logements ménagés dans l'engin. Le guidage est dit "de longueur nulle".

Cette caisse est équipée de fixations pour l'extrémité des fils de télécommande et d'une prise de connexion pour la séquence de départ.

Pour le lancement à partir de véhicules, le missile est fixé comme dans la caisse de transport, par 3 broches courtes, faisant partie d'un support monté sur le véhicule. Dans le cas d'un avion ou d'un hélicoptère, ce support est largable par un boulon explosif.

2.3.1.2.4. Les matériels de contrôle.

Une boîte de contrôle permet les vérifications "sur le terrain". Elle se branche en lieu et place du missile. Elle présente 4 voyants lumineux correspondant aux diverses phases de la séquence de mise à feu (mise à feu gyro - déblocage gyro et mise à feu traceur - mise à feu propulseur).

Un appareil étalonné permet de vérifier que les ordres envoyés par la télécommande sont corrects.

2.3.1.2.5. Le simulateur d'entraînement.

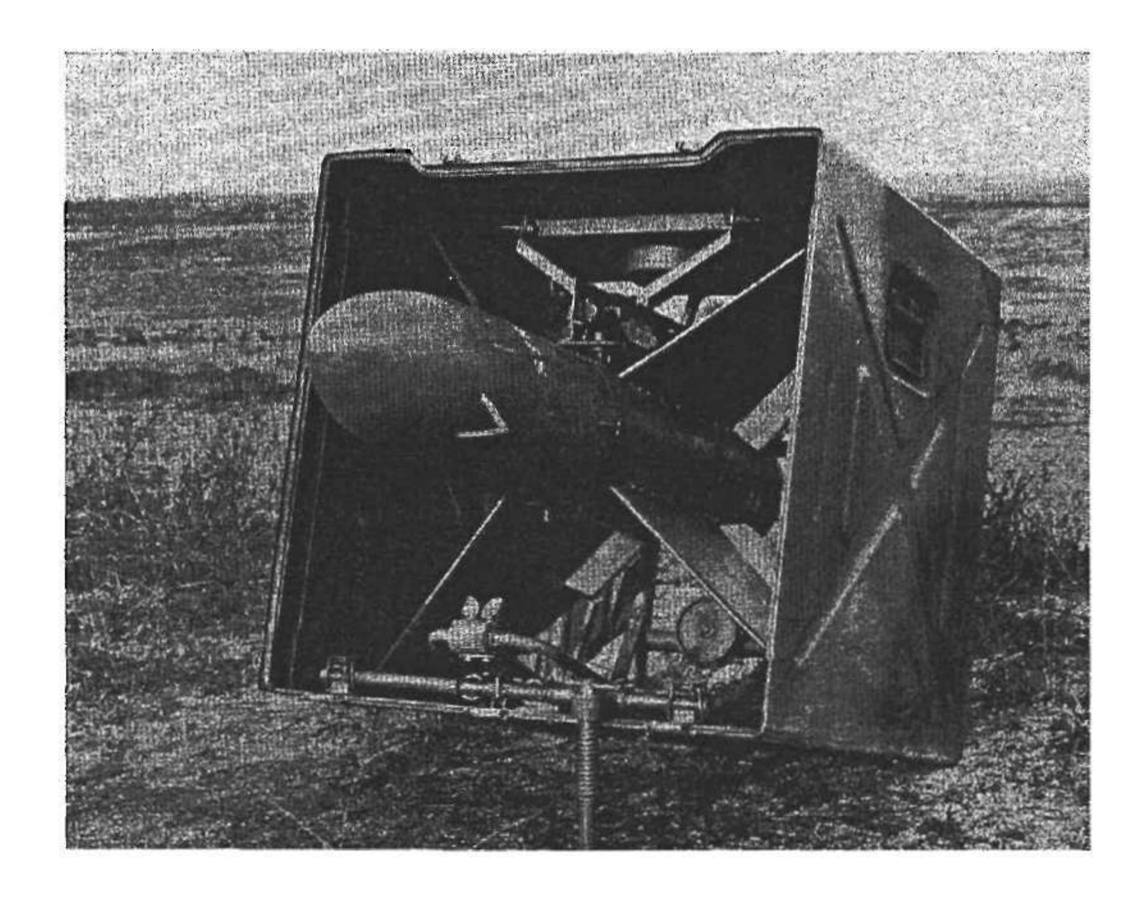
Il permet de "dégrossir" l'entraînement des tireurs, sans nécessiter le tir réel de missiles.

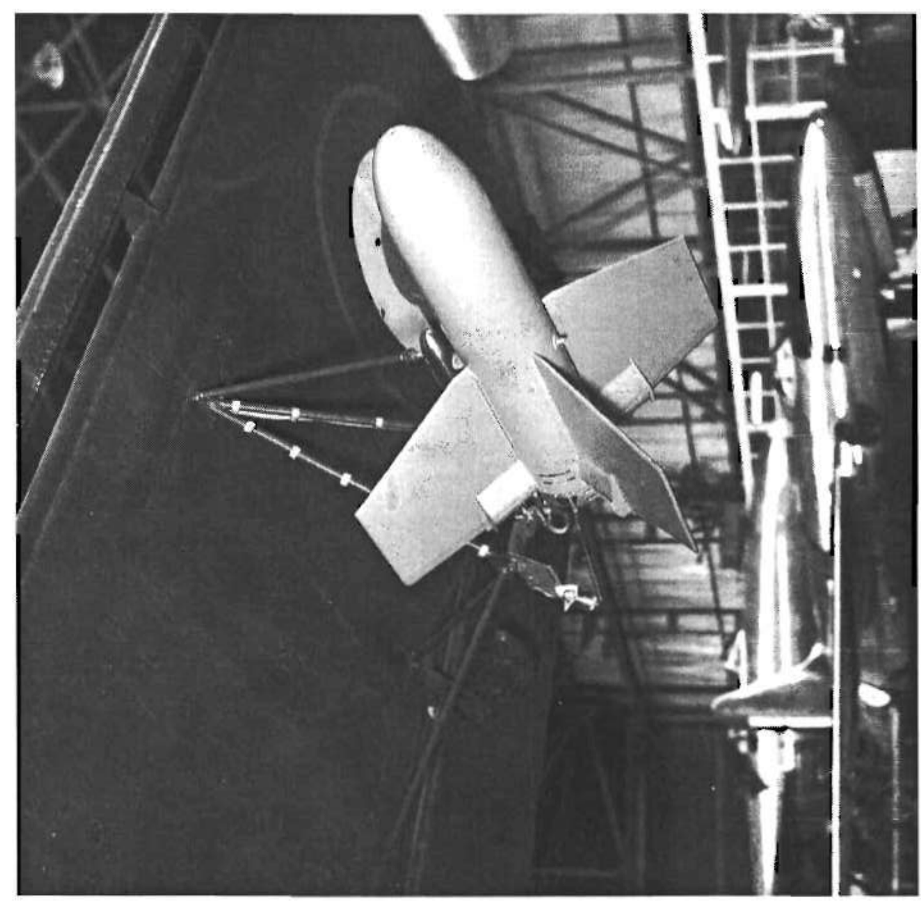
Il comprend un oscilloscope cathodique, dont le spot est commandé en fonction des ordres émis par la télécommande. Un dispositif de temporisation arrête la séquence au bout d'un temps égal à celui du vol du missile. Une silhouette est affichée sur l'écran pour simuler la cible.

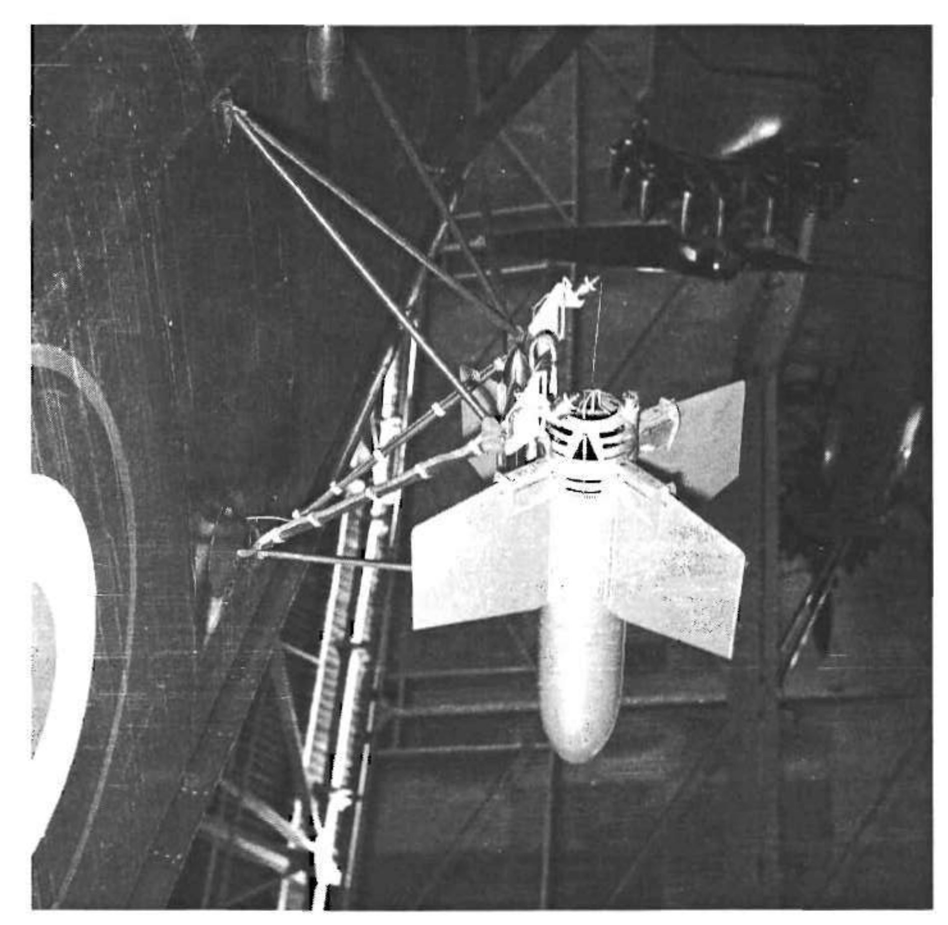
Ce premier modèle de simulateur, très sommaire, a tout de suite stimulé la recherche de concepts plus évolués, car on s'est bien vite aperçu de l'importance de cette fonction, à la fois pour la sélection des tireurs, et pour leur entraînement. Très vite sont apparus des modèles plus représentatifs (par exemple cinétir) et certaines sociétés se sont spécialisées dans ces travaux, notamment, en France, la Société Dorand.

SS 10

Engin, dans sa caisse de transport et de stockage, en position prêt au tir.









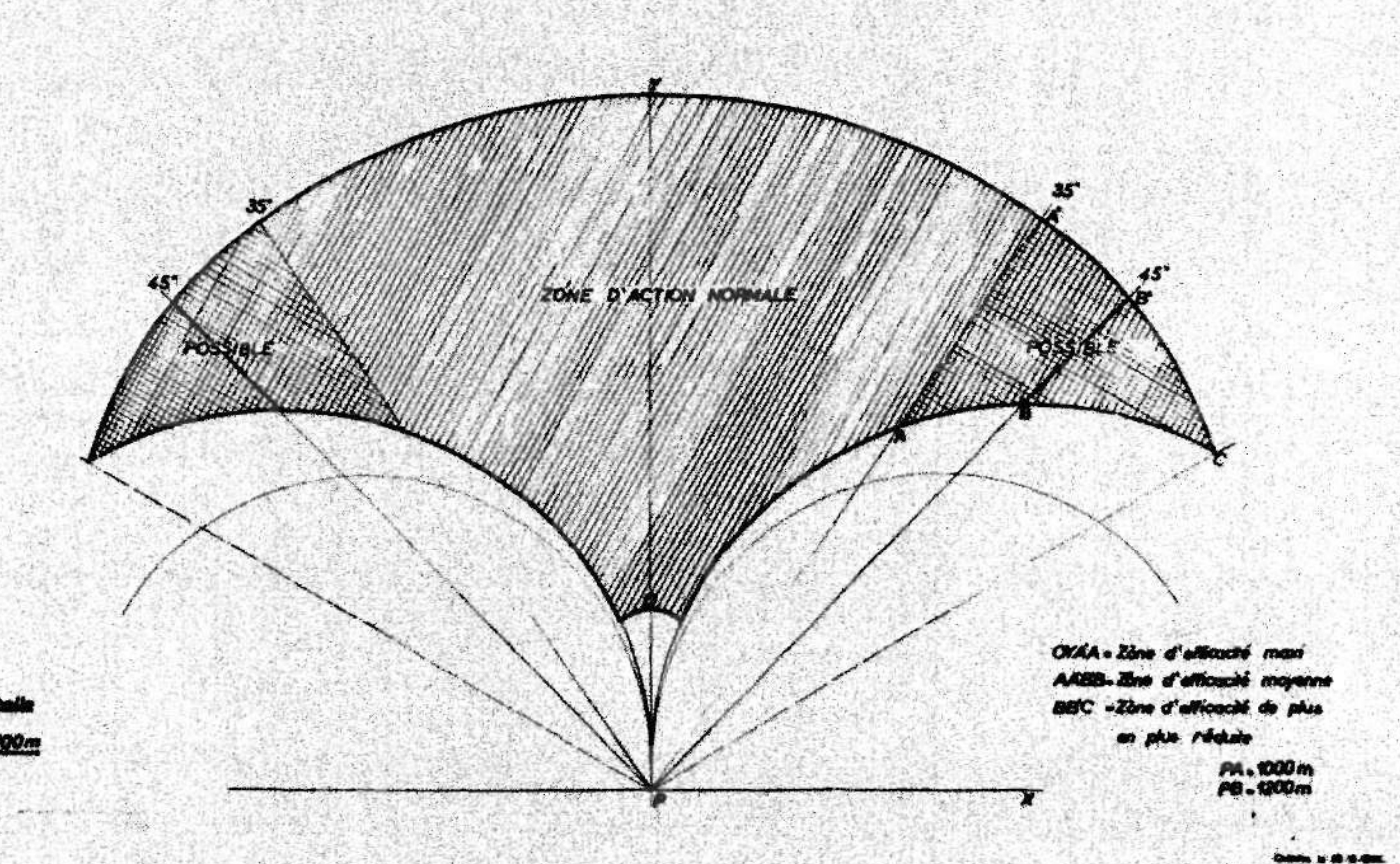
SOCIETE NATIONALE DE CONSTRUCTIONS AERONAUTIQUES DU NORD

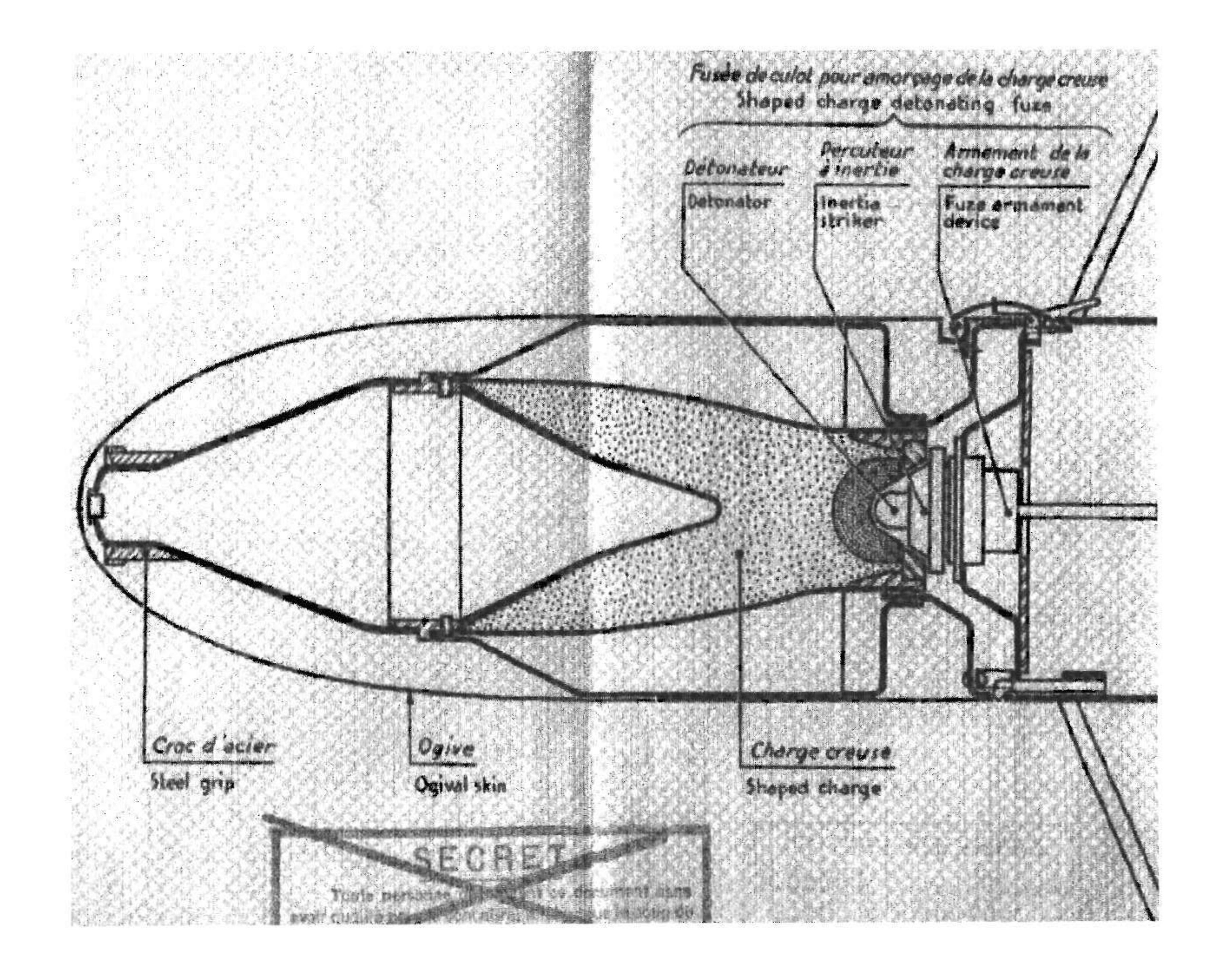
DIRECTION DES ENGINS SPECIAUX

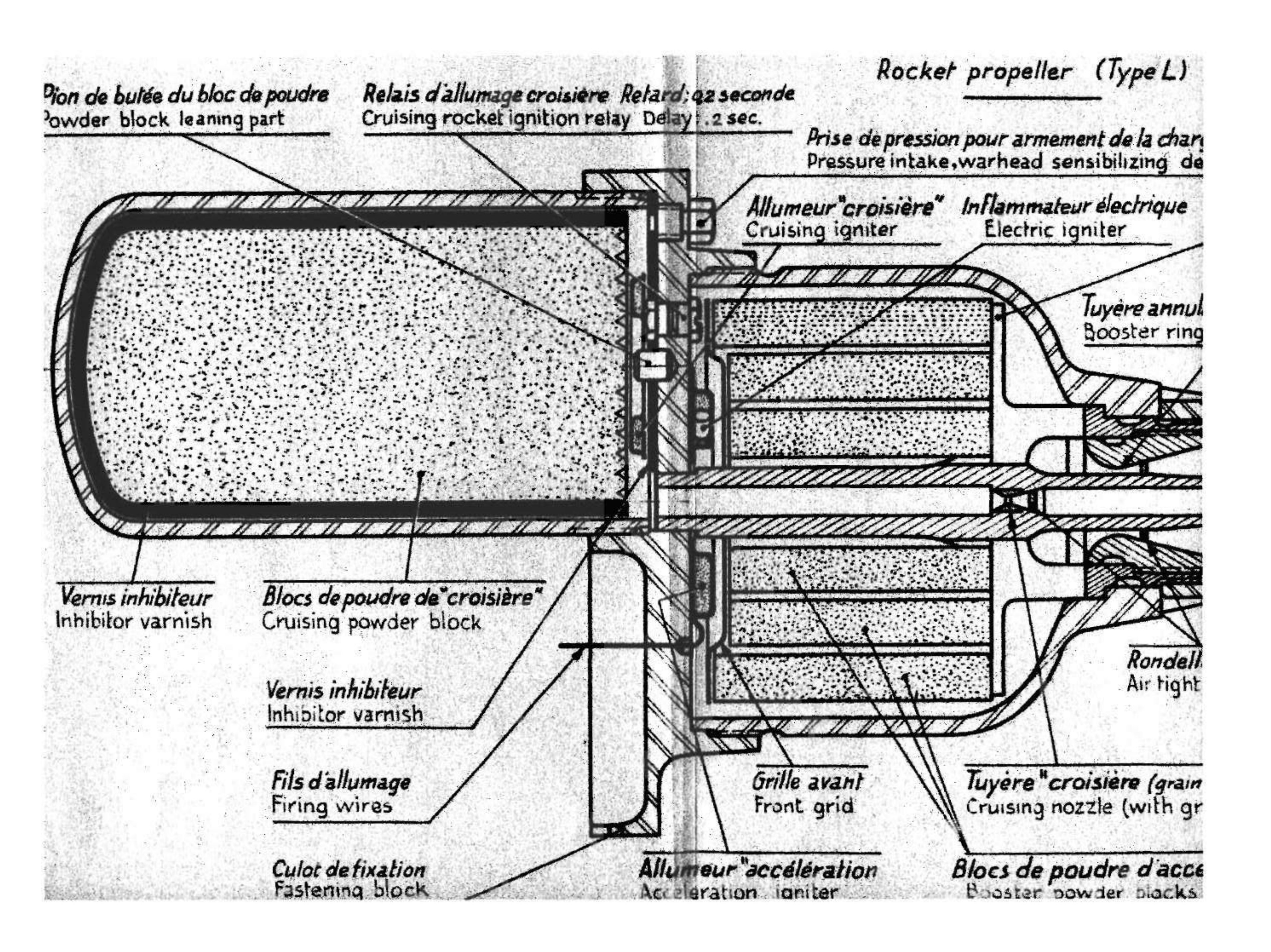
ENGIN SS-10

ZONE D'ACTION DU SS-10

TIREUR NORMALEMENT INSTRUIT




Fusée de culot pour amorçage de la charge creuse
Shaped charge detonating fuze
Détonateur
Detonator
Percuteur d'inertie
Inertia striker
Armement de la charge creuse
Fuze armament device
Croc d'acier
Steel grip
Ogive
Ogival skin
Charge creuse
Shaped charge
SECRET

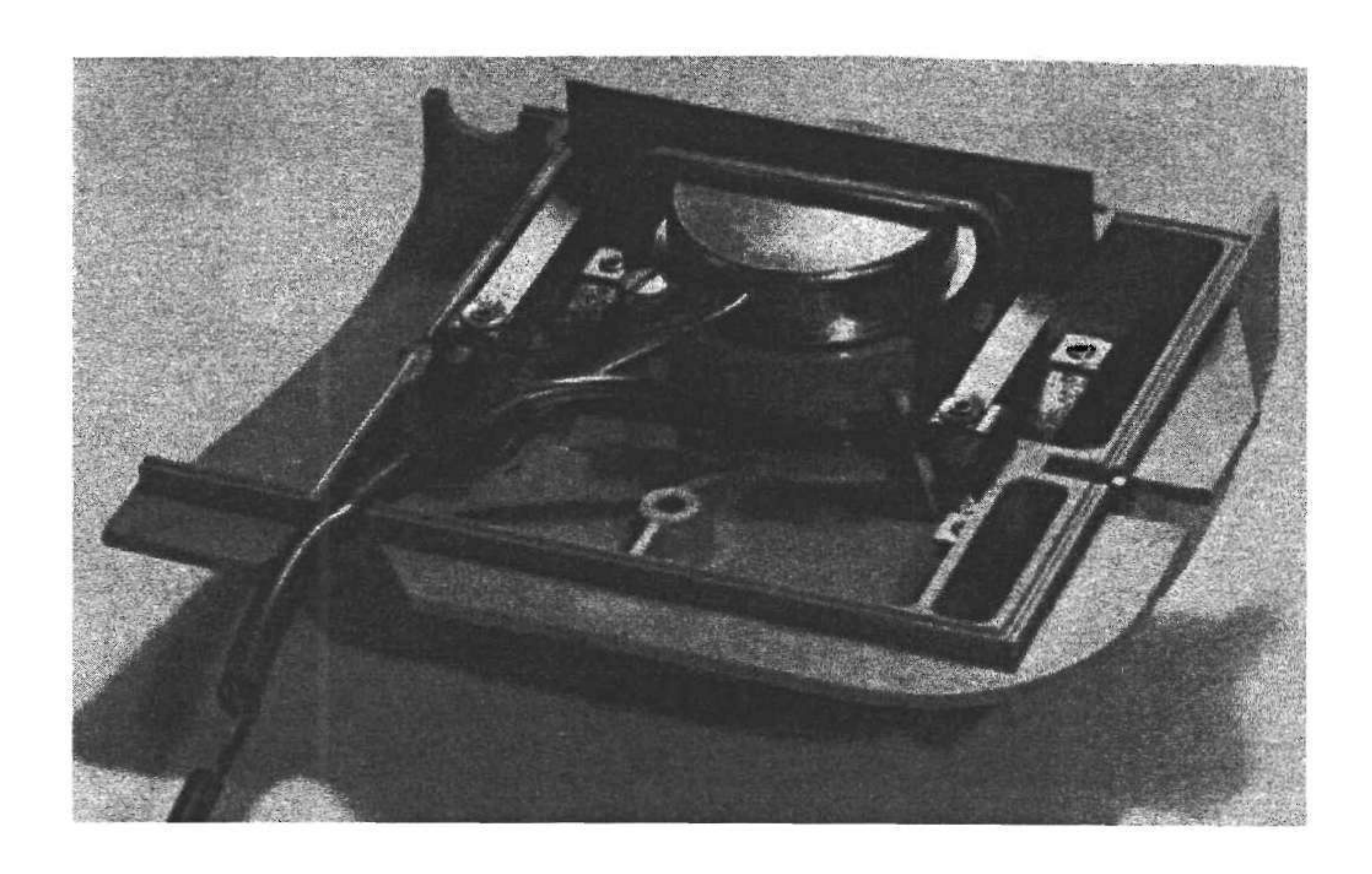


Rocket propeller (Type L)
Pion de butée du bloc de poudre
Powder block leaning part
Relais d'allumage croisière Retard: 0,2 seconde
Cruising rocket ignition relay Delay: .2 sec.
Prise de pression pour armement de la char
Pressure intake, warhead sensibilizing de
Allumeur "croisière"
Cruising igniter
Inflammateur électrique
Electric igniter
Tuyère annul
Booster ring
Vernis inhibiteur
Inhibitor varnish
Blocs de poudre de "croisière"
Cruising powder block
Vernis inhibiteur
Inhibitor varnish
Rondell
Air tight
Fils d'allumage
Firing wires
Grille avant
Front grid
Tuyère "croisière (grain
Cruising nozzle (with gr
Culot de fixation
Fastening block
Allumeur "accélération
Acceleration igniter
Blocs de poudre d'acce
Booster powder blocks

SS 10

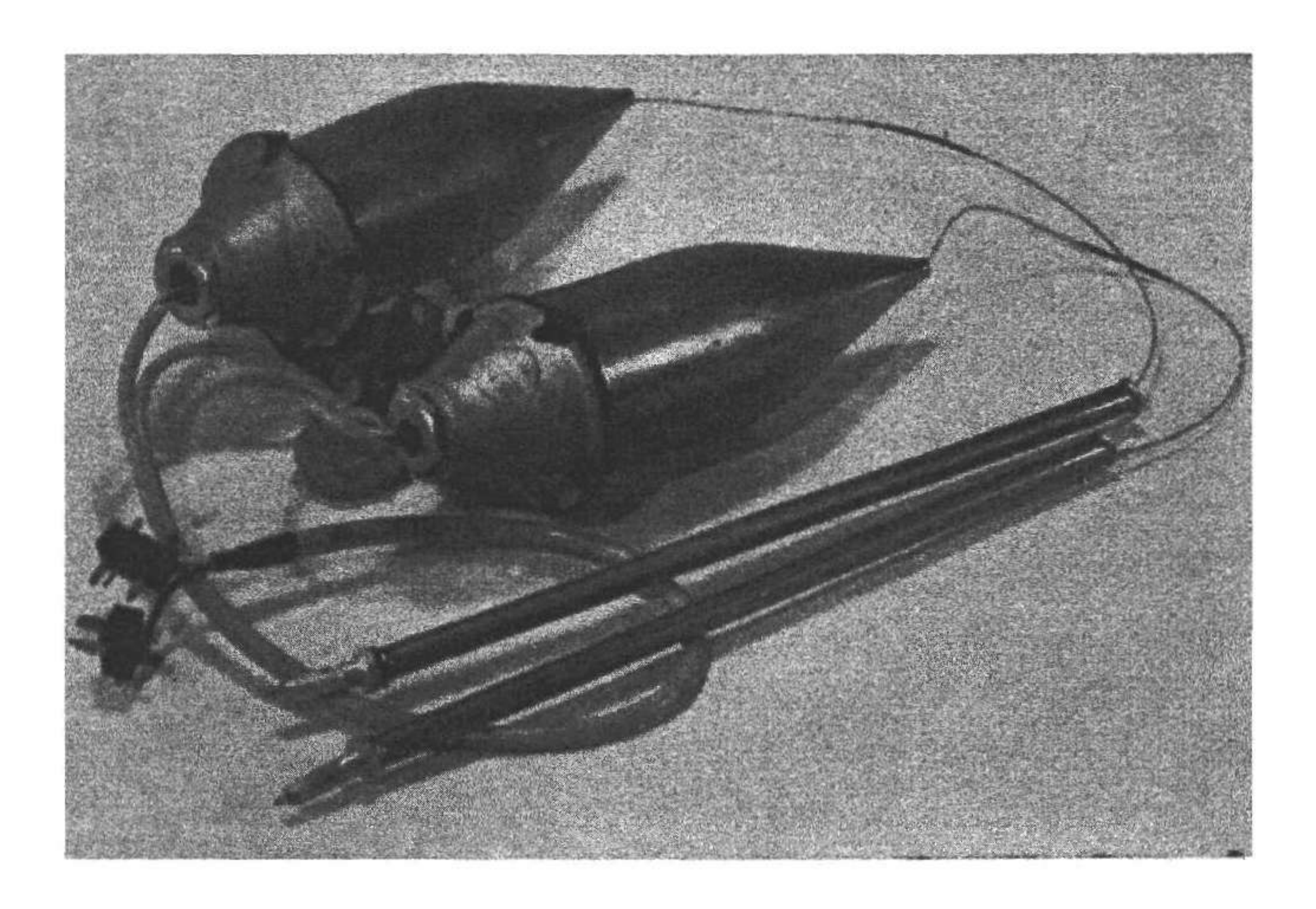
Intercepteurs Aérodynamiques.

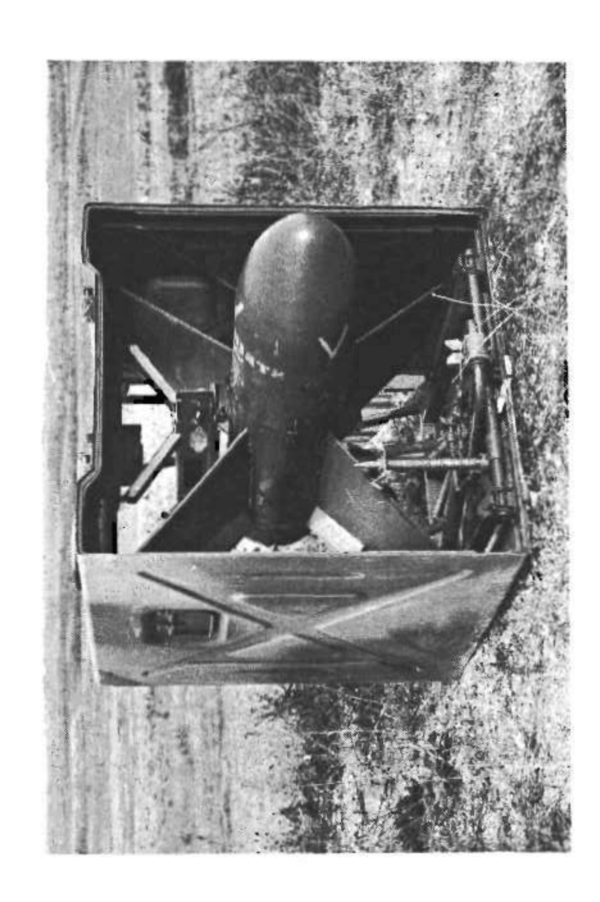
Vue ouverte d'un boîtier intercepteur avec ses 2 électroaimants de commande.

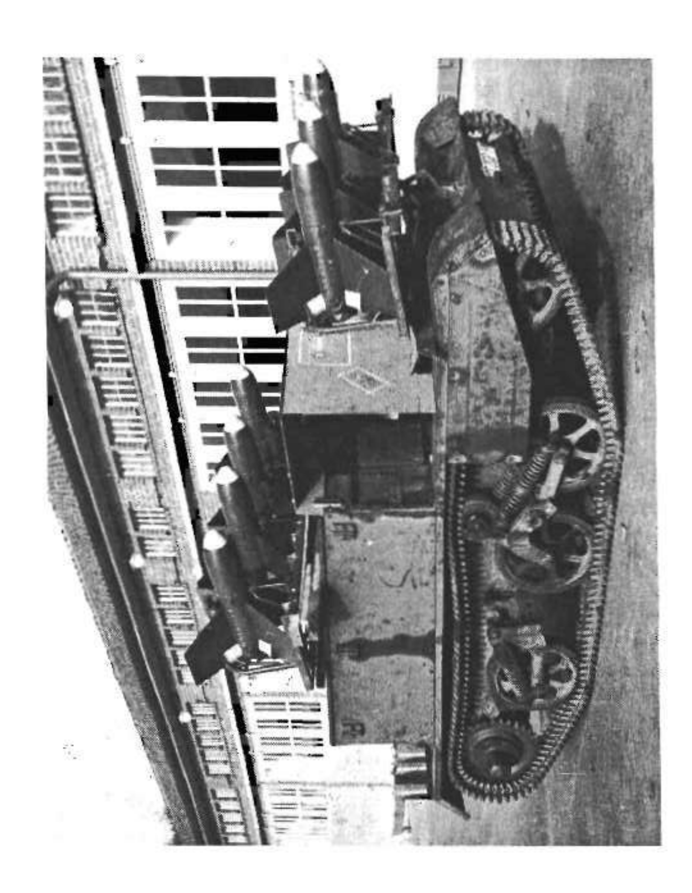


SS 10

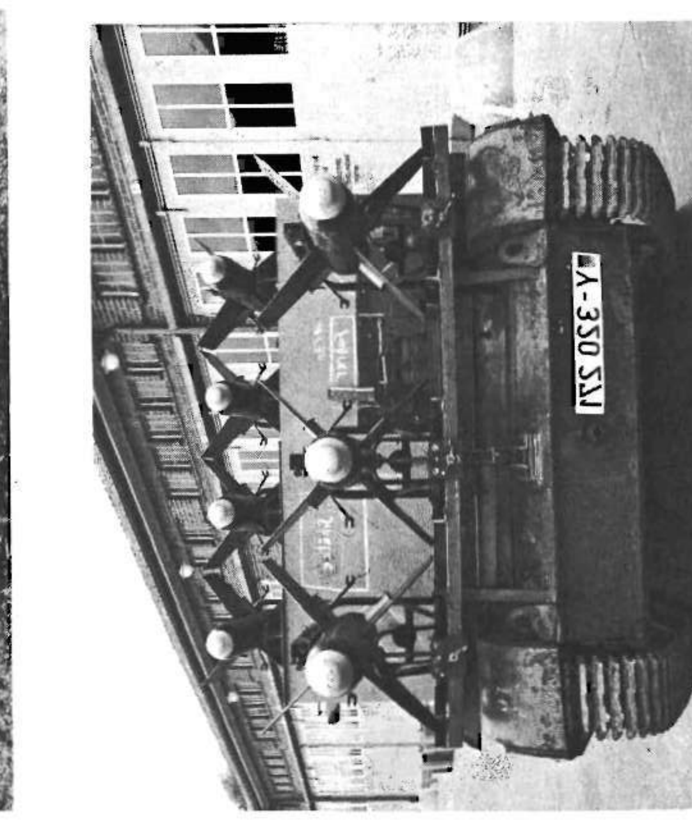
Fuseaux dérouleurs et tubes gouttières de guidage des fils.





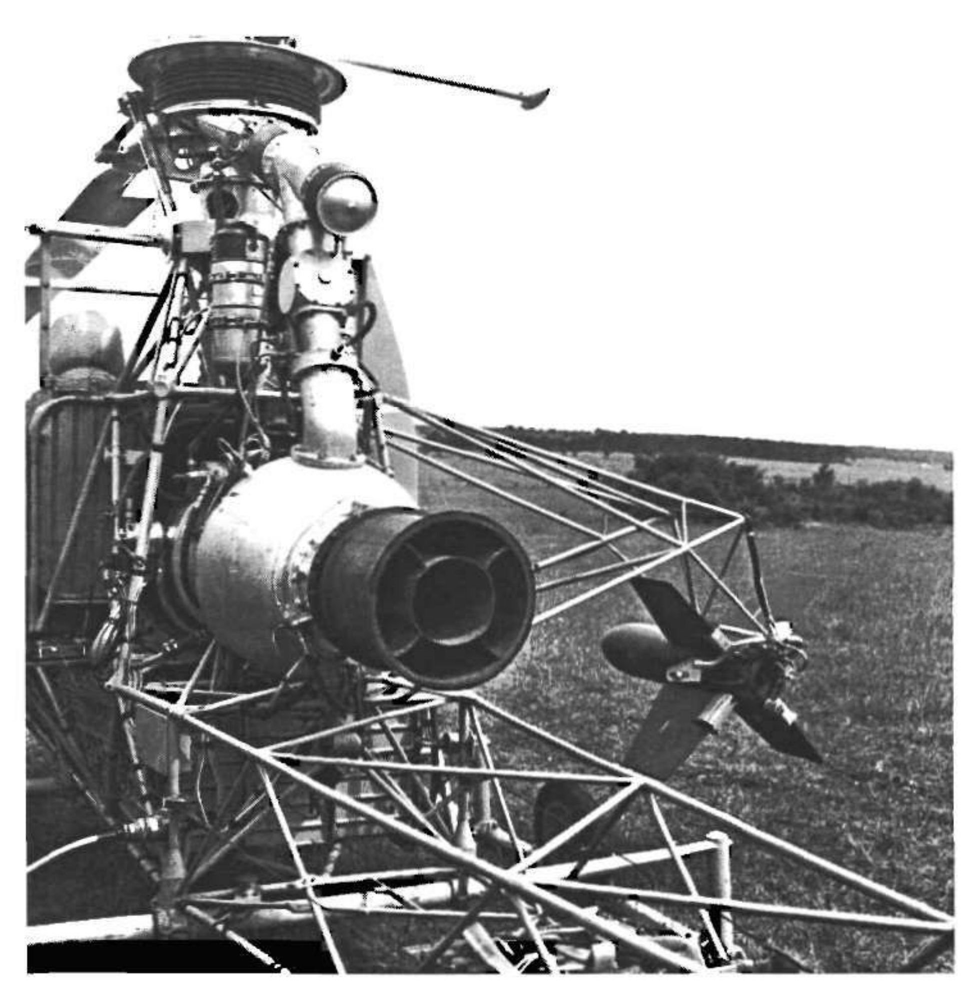






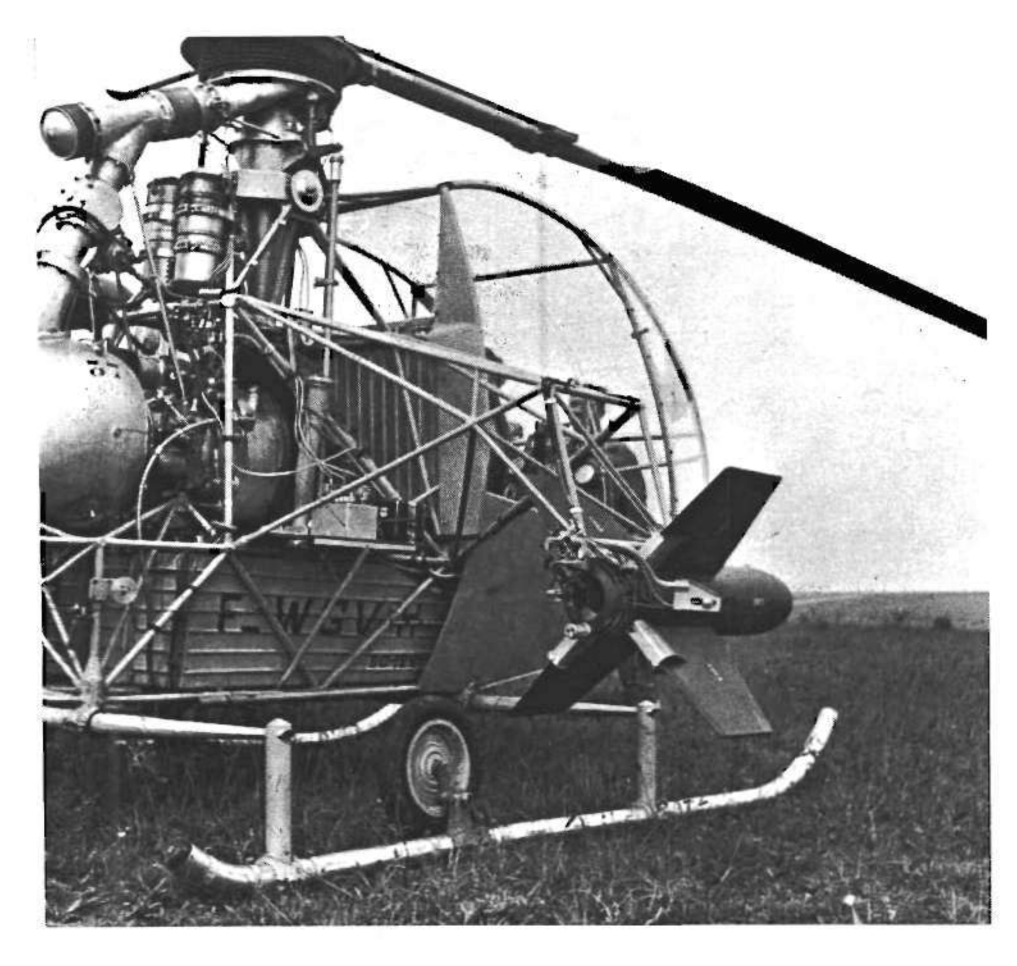



185










F-WGGE




VG





2.3.2. *ENTAC* Rédacteur : IGA RAMONT

2.3.2.1 .HISTORIQUE DU PROGRAMME

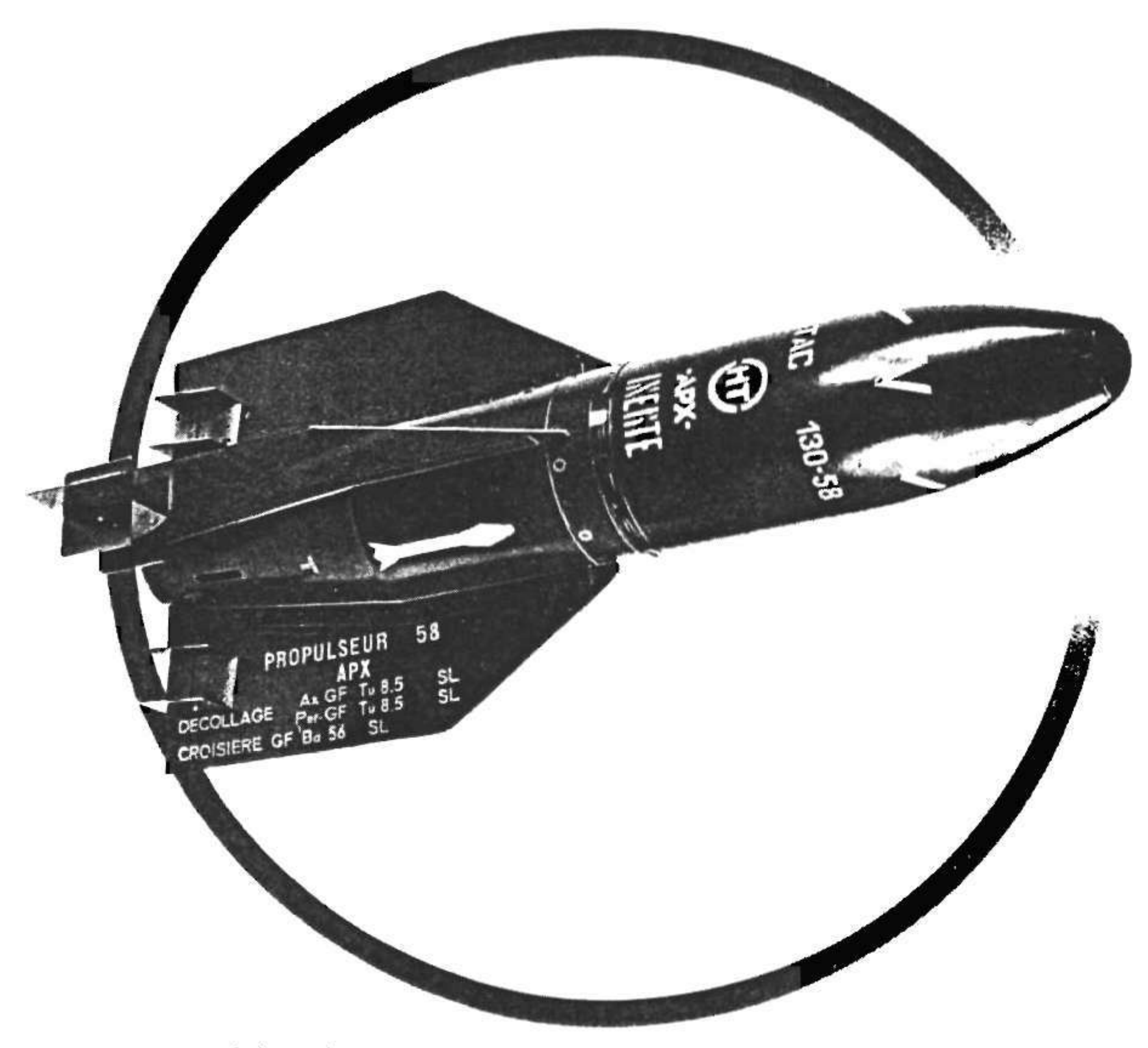
- L'étude de ce qui va devenir l'ENTAC commence en 1946 au Laboratoire de Recherches de Saint-Louis (LRSL) dont le directeur est alors Robert CASSAGNOU. C'est une équipe mixte franco-allemande qui anime les activités. Le professeur SCHARDIN dirige les ingénieurs allemands, les différents secteurs étant encadrés par des ingénieurs français dont :

DEFRANCE : ARD (charges creuses)

RATEAU : ARR (canons sans recul et roquettes)

PAGET : ARP (obus G)

LHERITIER : ARL (ENTAC).



ENTAC MISSILE TÉLÉGUIDÉ ANTI-CHAR

C'est le Dr HANS BENDER, qui avait déjà travaillé sur des projets allemands (peut-être le SCHMETTERLING - Papillon - de HENSCHEL qui était un antiaérien guidé par radio, ou peut-être aussi le FRITZ X de KRAMER, Air-sol lourd guidé par fils) qui avancera l'idée d'un petit missile antichar. Un stock de fils de guidage acier, entreposé à WEIL servit aux premières réalisations jusqu'à ce que la firme ELECTROFIL (Châlons-sur-Marne) prenne le relais (en fournissant également la SNCAN pour les SS 10 puis les SS 11).

A l'origine, le missile comporte une masse de l'ordre de 18 kg avec une charge creuse, un propulseur à poudre bi-étage, des commandes par intercepteurs aérodynamiques et un guidage manuel avec transmissions par câbles électriques.

Le Dr W. GOHLKE fait l'étude du propulseur bi-étage avec un accélérateur à forte impulsion permettant d'atteindre la vitesse de vol (80 m/s) sur une dizaine de mètres et d'autoriser le pilotage grâce aux commandes aérodynamiques aussitôt que possible.

D.RUELLE et RAMSHORN font l'étude de l'aérodynamique, R. FLON celle des intercepteurs et SCHALL celle de la charge creuse. STENZEL avait réalisé un simulateur de vol pour déterminer les réglages du réseau dynamique de pilotage (et notamment les conditions d'élaboration de l'avance de phase).

- Le professeur SCHARDIN s'était lui-même impliqué dans le projet qu'il trouvait cependant trop gros consommateur des énergies au LRSL, en réalisant une recherche opérationnelle démontrant l'adaptation parfaite du concept à la défense antichar.

Et de ce fait, l'architecture restera inchangée dans les différentes approches technologiques, qui vont conduire à une version de masse moitié, tout en conservant les performances. On peut se faire une idée de ce parcours en comparant les formules de l'EAT 15 en fig. 1 et celles de la version opérationnelle T 581 en fig. 2.

- Conçu dès l'origine de manière artisanale, la rusticité du missile conduisit à un engin de coût réduit, ce qui l'avantagera vis-à-vis de ses futurs concurrents. Bien que sa vitesse fût limitée (80 m/s) et sa fréquence propre de l'ordre de 0,5 Hz c'est à dire très compatible avec la réponse d'un homme (cf. partie III chap. 1), il y aurait eu, à l'origine quelques doutes sur la faisabilité d'un guidage manuel en alignement. Et pour diminuer les contraintes sur le pilote, on aurait envisagé (et essayé) un "double", c'est-à-dire un pilote pour l'altitude et un autre pour la direction. Ce qui se révéla inefficace.

- La faisabilité du projet fut acquise par des tirs réussis et le programme fut transféré à l'APX en 1952 et dirigé par P. JONEAUX, Michel LHERITIER suivant désormais la système dans toutes ses phases ultérieures : Industrialisation - Série.

Les transferts, les adaptations opérationnelles et industrielles prirent un certain temps, ce qui permit au SS 10 de la SNCAN d'émerger et de devenir le premier antichar opérationnel de l'Armée française. Et ce fut elle d'ailleurs qui fut chargée, à partir de 1956 de la fabrication en série du missile, qui avait déjà fait l'objet d'une décision provisoire d'adoption (1055 SEFAG/CAB/MAT du 28 juin 1954). Les premiers engins de série sortiront donc de Bourges en 1958.

Le succès sera au rendez-vous puisque l'engin sera fabriqué à 120 000 exemplaires, pour plusieurs pays (dont les Etats-Unis).

2.3.2.2. DESCRIPTION DU MISSILE

2.3.2.2.1. L'ENTAC est un missile autopropulsé muni d'une charge creuse contenue dans une caisse lancement, permettant la manipulation opérationnelle et la mise en batterie.

Un conteneur étanche permet le transport logistique.

Dimensions : MISSILE

Longueur : 0,83 m

Envergure : 0,38 m

Diamètre : 0,15 m

Masse : 12 kg dont	Cellule : 8,1
	Tête : 3,9

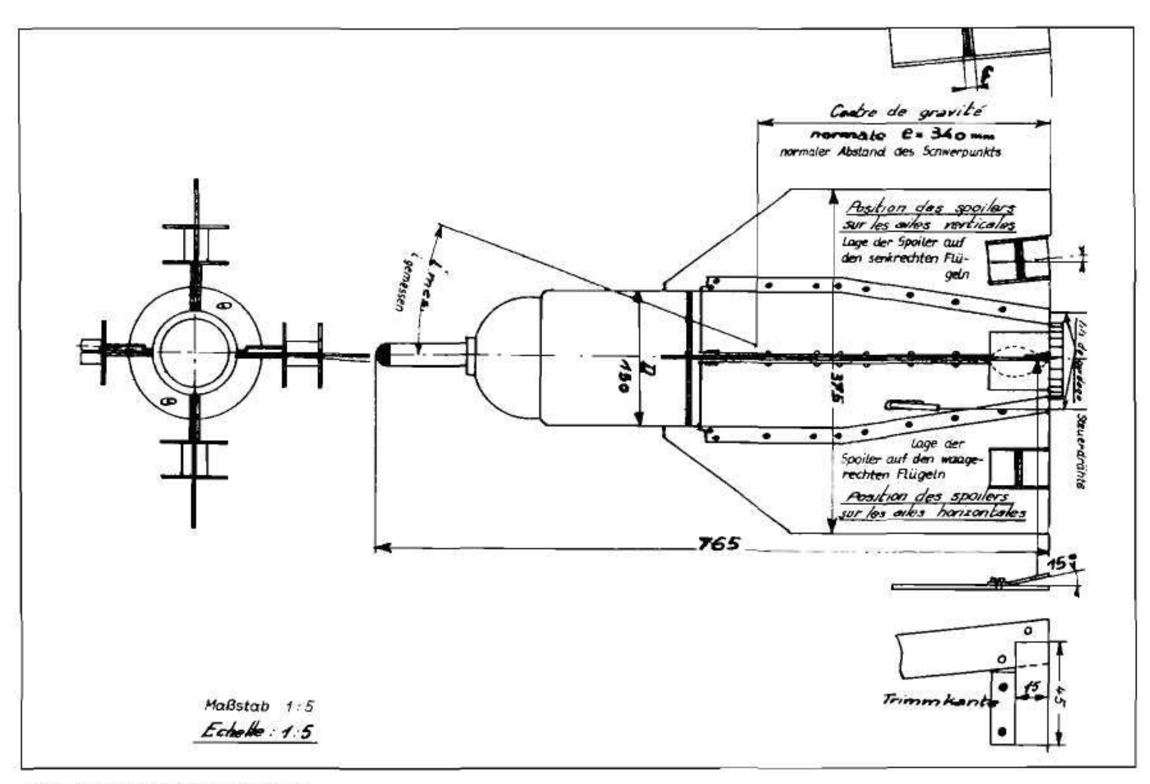


Fig. 1 : ENTAC 15 original

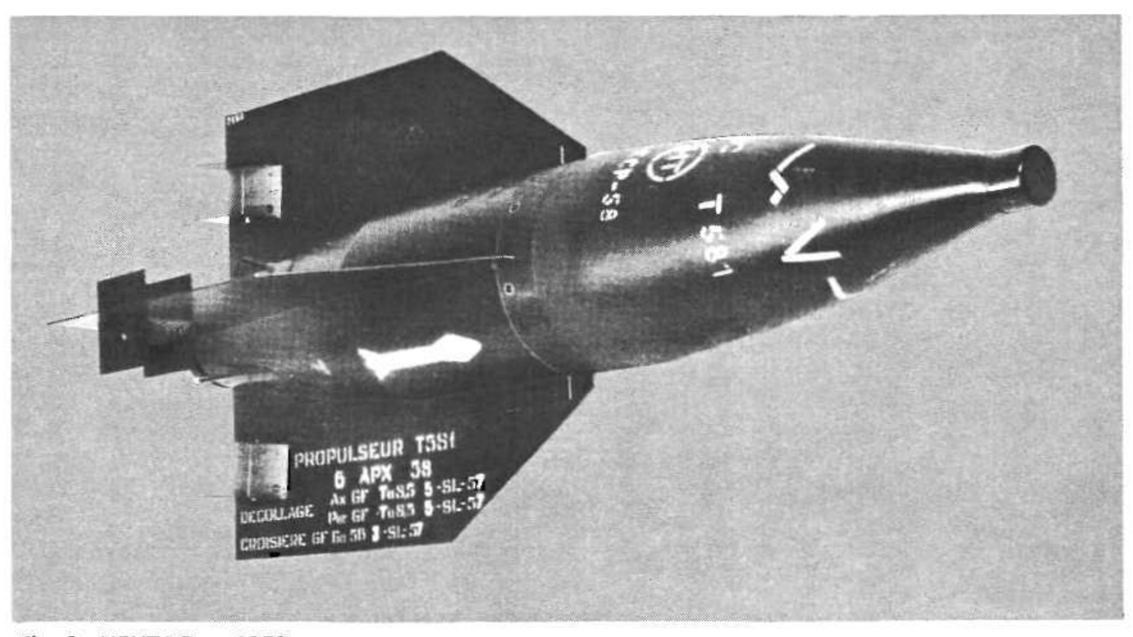


Fig. 2 : L'ENTAC en 1958

En batterie 0,83 x 0,275 x 0,275 m

(tête montée) 17 kg

En conteneur 0,72 x 0,35 x 0,33 m

(tête démontée) 37 kg

Performances : (fonctionnement entre - 32°C et + 50°C)

- Accélération au départ	: 40 g (0,2 s)
- Vitesse stabilisée	: 85 m/s
- Portée	: 2000 m (23 s)
- Facteur de charge	: 2 g
- Pénétration cible massive	: 650 mm (pour le diamètre 130)

On décrira ci-après les composants essentiels de la munition : Charge creuse - Propulseur - Gouverne - Batterie, etc.

2.3.2.2.2. Caractéristiques de la charge

- Il y a eu 2 formats consécutifs de charge creuse, dont le modèle 52 avec un diamètre de 105 mm et 1,3 kg d'explosif (analogue à la charge creuse du SS 10) et le modèle de grande série au calibre 130 mm avec 1,9 kg d'hexolite.

L'obligation d'attaquer des cibles types NATO à 65° d'incidence se combinait mal avec l'incidence de vol (6 à 7 degrés). Pour compenser cet effet, grâce à la stabilisation en roulis, MM. SCHALL et PAGET, en 1952 inclinèrent la charge creuse par rapport à l'axe géométrique, ce qui permit de retrouver des angles d'attaque plus appropriés (cf. Fig.4). Notons que le seul gain géométrique de cette opération augmente la longueur utile de jet de 30% !

- L'amorçage est réalisé par une chaîne pyrotechnique, interrompue par un dispositif "à tiroir" déplacé par la pression des gaz du propulseur Croisière, avec un délai correspondant

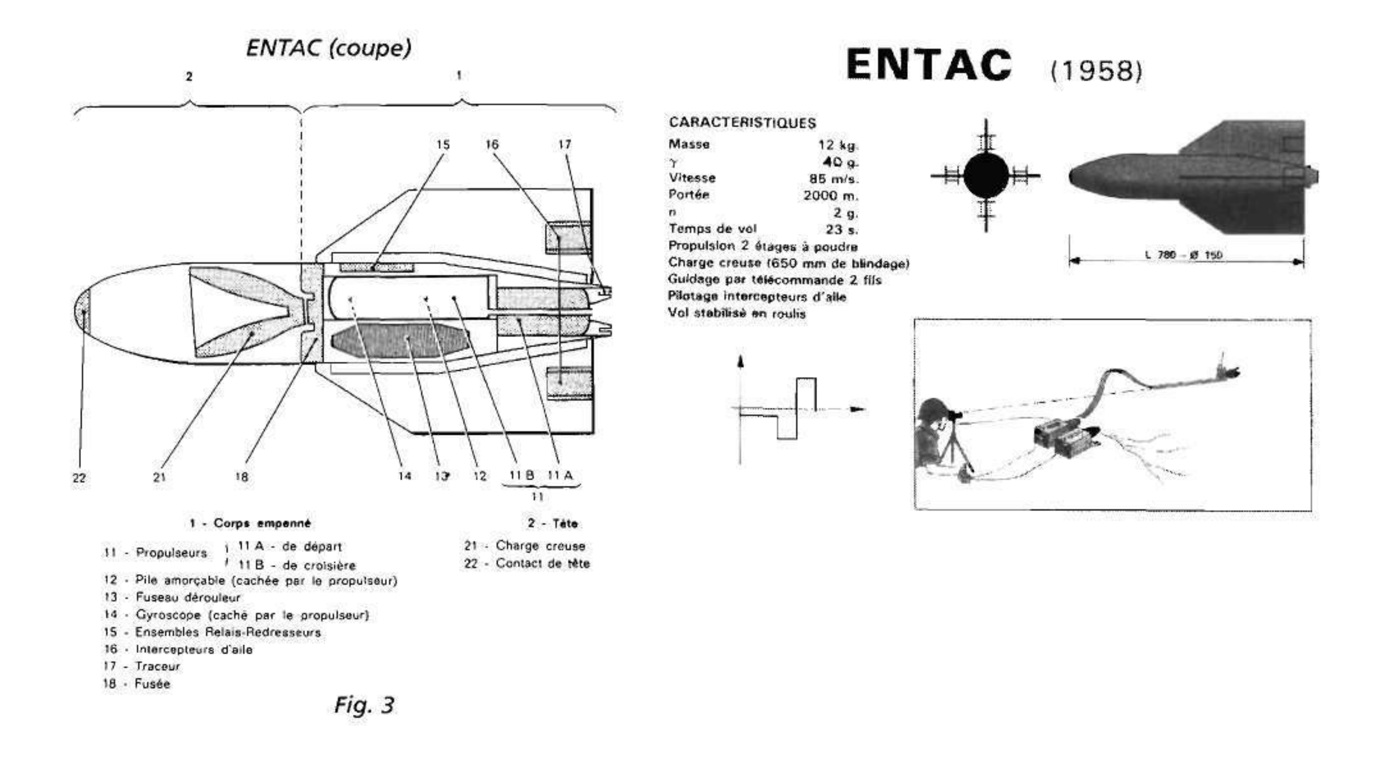


Fig. 3

à un éloignement de 250 m. L'amorce proprement dite du type DAG HX20 est une fabrication allemande, reprise par l'usine TROISDORF, grâce à la coopération de son directeur, le Dr HELMUT MENCKE. Le temps de réaction modeste (50 à 100 microsecondes) s'accommodait bien de la vitesse d'impact du missile.

- Les formes mêmes de l'ogive, ainsi que celles des voilures, tronquées au bord d'attaque) ont été dessinées de façon à permettre au missile de détoner normalement sur des parois de 78° (cf. Fig. 5).

- La pénétration sur cible massive acier atteint, avec le diamètre 130, une profondeur de 650 mm, soit 5 calibres ce qui est exceptionnel à cette époque. La forme tronconique à évasement progressif (jusqu'à 50° à l'embase) y est certainement pour beaucoup.

- Le contacteur d'origine possède une élasticité lui permettant de revenir à sa position d'équilibre, même après un choc violent, et donc d'interrompre à nouveau le circuit de charge.

Lors du transport (avant mise en batterie), la tête est séparée de la cellule, la fusée restant sur le corps empenné et donc disjointe du détonateur.

Lors de la mise en batterie la tête se verrouille sur la fusée par un montage baïonnette.

2.3.2.2.3 Caractéristiques de la propulsion

Ensemble combiné intégrant 2 étages :

- Le propulseur de départ, situé à l'arrière
    - structure Dural de 0,9 kg.
    - Poudre SD 21 : 18 bâtonnets de 0,6 kg au total.

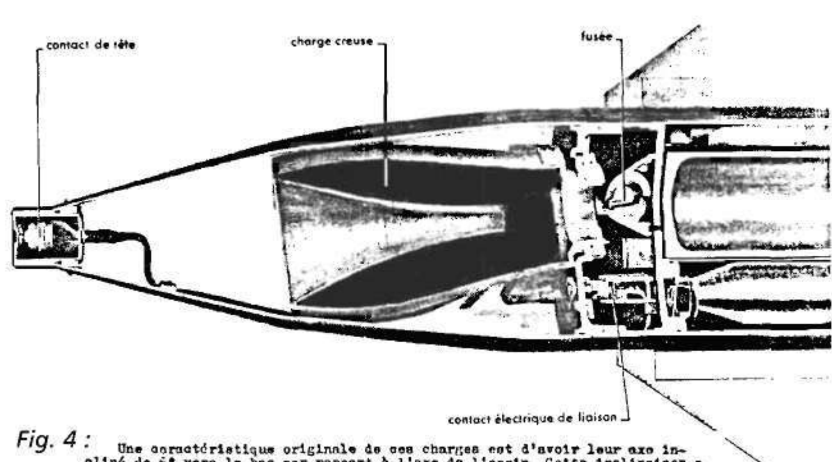
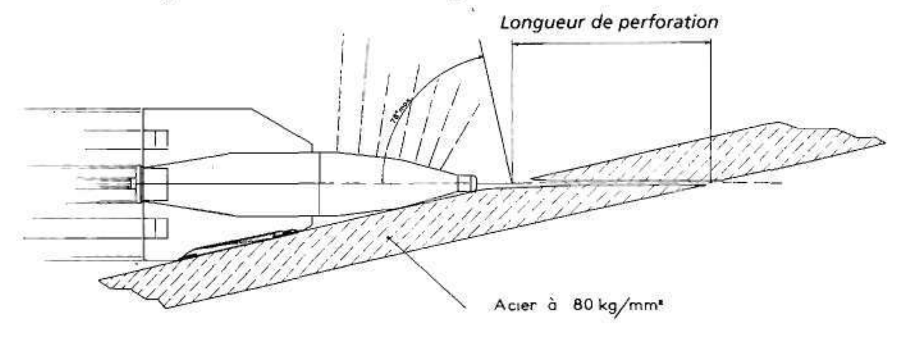


Fig. 4 : Une caractéristique originale de ces charges est d'avoir leur axe incliné de 6° vers le bas par rapport à l'axe de l'engin. Cette inclinaison a pour but de compenser l'incidence propre de l'engin en vol horizontal, et de diminuer ainsi l'épaisseur de blindage qui se présente dans l'axe de la charge.

Fig. 5 : Efficacité de la charge creuse



- Pression : 150 bars durée : 0,3 s

- Poussée : 500 kg (impulsion 160 kg-s)

Du fait du passage au centre du col du tube de croisière la section de passage est annulaire et débouche dans un divergent très court.

- Le propulseur de croisière situé à l'avant

- Corps Dural de 1kg excentré par rapport à l'axe missile (et donc à celui de l'Accélération)

- Poudre E_ : bloc cylindrique de 1 kg, brûlant en cigarette, et donnant une impulsion de 150 kg-s

- Poussée : 7 kg

- Durée : 22 s

Le tube d'échappement traverse le propulseur d'accélération (suivant son axe) et débouche au col de tuyère.

Le divergent est donc commun aux 2 étages.

- Fonctionnement combiné

- Le propulseur de départ est allumé électriquement via une capsule de nitrocellulose contenant 10g de poudre noire. Le propulseur de croisière est allumé électriquement (à partir de la batterie de bord) au moyen d'un interrupteur basculant sous l'effet de l'accélération et initiant un allumeur.

On a joint ci-contre à titre de curiosité les photos et schémas du bloc propulseur concernant la 1ère version de l'ENTAC (dite EAT 15) étudiée à Saint-Louis et comprenant :

- Une architecture axiale

- Un dimensionnement relatif des 2 parties différentes : l'EAT devait peser 18 kg et aller à 1500 m

- Un divergent de tuyère plutôt volumineux.

Mais tous les ingrédients de la propulsion sont déjà là !

- Le choix d'une forte accélération de départ pendant un temps très bref est la meilleure formule pour éviter les écarts de dispersion, le temps étant prépondérant dans les formulations (cf. partie III : chap. 1 Dynamique du vol).

De plus, elle permet de placer le missile en position de pleine pilotabilité, alors qu'il n'a franchi que quelques mètres, car les gouvernes aérodynamiques sont aussitôt efficaces (de même que la portance des voilures).

2.3.2.2.4. Caractéristiques des intercepteurs aérodynamiques

2.3.2.2.4.1 Ces intercepteurs comportent une lame mobile sortant perpendiculairement à la tranche d'aile, sous l'effet d'un système ressort-bobine magnétique, et déviant d'un côté ou de l'autre l'écoulement d'air.

Chaque aile porte un intercepteur placé sur son bord de fuite :

- le plan horizontal muni d'intercepteurs axiaux.

- le plan vertical avec un décalage angulaire pour tenir compte de l'incidence de vol (les parois latérales de l'intercepteur jouant le rôle de compensateur du couple aérodynamique pour maintenir l'incidence de vol horizontal).

a b c

a) Chambre de combustion du propulseur de croisière avec tuyau d'échappement

b) Chambre de combustion du propulseur de départ sans tuyère, (Fig. 2 b).

c) Cone arrière servant à fixer le propulseur combiné dans le corps de l'engin.

Interrupteur sensible à l'accélération pour l'allumage du propulseur de croisière.

Mode d'action de l'interrupteur

1 2 3 4 b

1 = ressort en bronze
2 = masse inerte, laiton
3 = fixation du ressort par une bille
4 = contact
b = direction d'accélération

Fig. 6 : Corps Propulseur ENTAC (Vertion initiale)

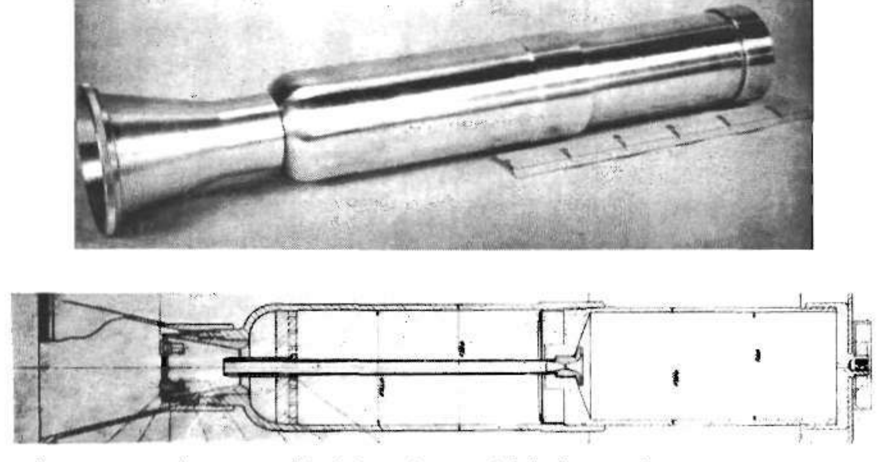


Fig. 7 : Propulseur combiné (Vertion initiale) (E.A.T. 5)

2.4.2 Mouvement en roulis en vol

- Le gyroscope, lancé en position verticale, commande les commutateurs électriques d'une paire de spoilers, en fournissant un couple tout-ou-rien indépendant de l'angle d'écart.

- Le mouvement en roulis sera donc une oscillation entretenue :

inférieure à 10 degrés d'amplitude angulaire.

avec une fréquence de 2 Hz.

Cela d'ailleurs en considérant des tolérances assez larges :

- Torsion ailes < ou = à 2°/m
- Retard spoiler < ou = à 0,01s
- Jeu du gyroscope < ou = à + ou - 2°

Cette stabilisation se révèlera tout à fait compatible du guidage en tangage du missile (dont la fréquence propre est de l'ordre de 0,5 Hz environ).

2.4.3 Mouvement en roulis au départ

Dans son affût et pour des raisons de tenue mécanique et d'encombrement, le missile est logé en X (ailes à 45°). Il lui faut donc retrouver la position cartésienne en + pour permettre d'être correctement guidé.

Cela est obtenu assez naturellement par l'asservissement en tout ou rien à la position du gyroscope décrite précédemment, qui va provoquer la sortie des spoilers dans le sens tel que les couples autour de l'axe longitudinal vont provoquer la rotation d'un quart de tour du missile jusqu'à ce que l'asservissement le stabilise sur sa position canonique.

2.4.4 Sécurité de vol

Elle empêche qu'un missile échappant au contrôle effectue des évolutions dangereuses.

En cas de rupture de la chaîne des ordres (poste de tir ou fils de télécommande) les spoilers de tangage sont bloqués en position "Piqué" provoquant ainsi la chute du missile.

2.5 Equipements dans le corps empenné

2.5.1 La pile amorçable est constituée d'un boîtier électrodes contenu dans le corps du missile alors que l'électrolyte liquide est contenu dans la caisse de lancement. Le dispositif "chasse-pile" est aussi contenu dans cette caisse et ne rend la pile active qu'au moment de la séquence de tir.

Elle est munie d'un dispositif d'autodestruction (activé après quelques minutes) pour rendre inoffensif tout missile tombé sans exploser.

2.5.2 Un gyroscope lancé par câble (en utilisant l'accélération de départ du missile lui-même) donne la référence de verticale qui permet la stabilisation en roulis et la distribution cartésienne des ordres.

2.5.3. Deux fuseaux comportant les enroulements de 2 km de fils d'acier émaillé (soit au total 0,8 kg de câbles) sont placés symétriquement en position latérale, sous le bloc Croisière (lui-même déporté vers le haut).

2.5.4. Un traceur pyrotechnique est fixé sur la partie arrière du missile, au-dessus de la sortie tuyère.

2.5.5. Deux ensembles Relais-redresseurs transmettent aux intercepteurs les ordres du poste de tir.

2.6 Enveloppes tactiques et logistiques

1 Caisse de lancement (fig. 8)

La caisse de lancement est en fait partie intégrante de la munition car elle ajoute à son rôle protecteur (contre les chocs et les intempéries) et à celui de rampe de lancement des fonctions actives concourant à la sécurité

- Amorçage de la pile amorçable (injection Electrolyte)
- Transmission conditionnelle du courant mise à feu - propulseur depuis la pile missile
- Liaison avec le câble de lancement du gyroscope.

Lors de la mise en batterie, un volet rabattable donne automatiquement à la caisse de lancement, qui fait fonction de rampe de lancement, un angle de site de 8°.

Des dispositifs d'ancrage, simples mais très efficaces, sont également contenus dans la caisse et permettent en terrains difficiles (mous ou très durs) de donner une assiette convenable au missile.

Le missile est prêt au tir, il pèse 17 kilogrammes et est très facilement transportable, soit à la main grâce à une poignée prévue à cet effet sur la caisse de lancement, soit à dos. Un homme peut transporter deux missiles sur courtes distances (200 à 500 mètres), un à chaque main, sans être gêné.

2 Caisse de transport (fig. 9)

Enveloppe étanche en stratifié de verre garnie intérieurement de berceaux en polystyrène et caoutchouc assurant le missile contre les chutes de grande hauteur et toutes les sollicitations mécaniques et thermiques.

2.3.2.3. POSTE DE TIR

Le poste de tir (TR10) comprend :

- la boîte de télécommande
- les ensembles de sélection et d'alimentation
- les cordons de liaison
- le contrôleur Poste de tir.

3.1 La boite de Télécommande (fig. 10) est équipée d'un trépied et d'une jumelle et groupe :

- le contrôle de la boite d'alimentation
- le sélecteur missile (4 missiles)
- la mise à feu
- le manche de télécommande
- l'interrupteur de traceur
- la boite d'alimentation : accu rechargeable en 24 V continu par un bouchon chargeur avec adaptateur au courant alternatif.

3.2 Les liaisons avec les affûts grâce à la boîte de sélection et aux cordons de branchement (10 et 100 m)

3.3 Le contrôleur de poste de tir permettant de vérifier les connections (fig. 11)

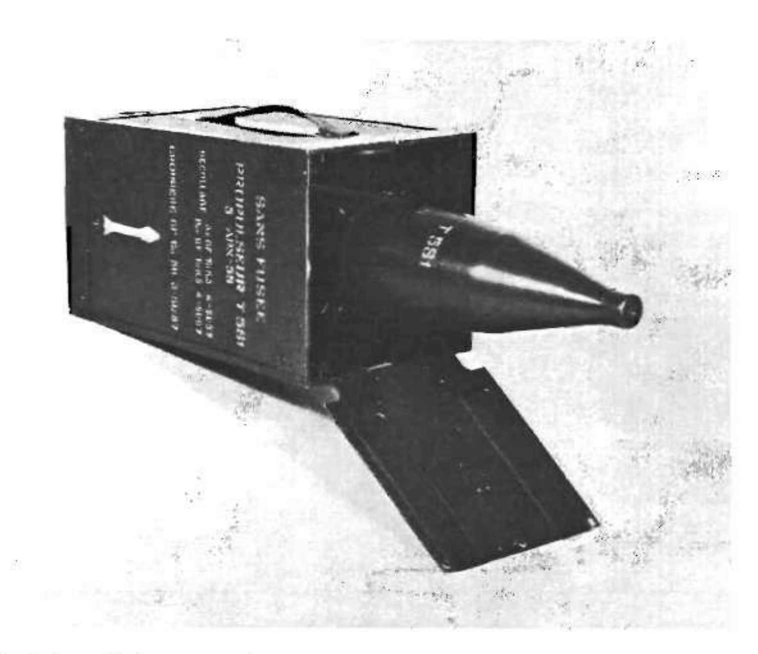


Fig. 8 : Caisse de lancement

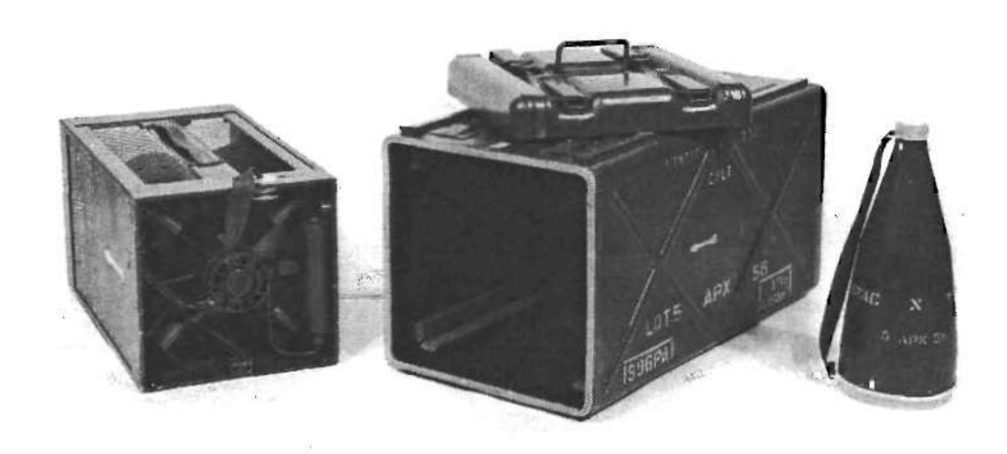


Fig. 9 : Caisse de transport

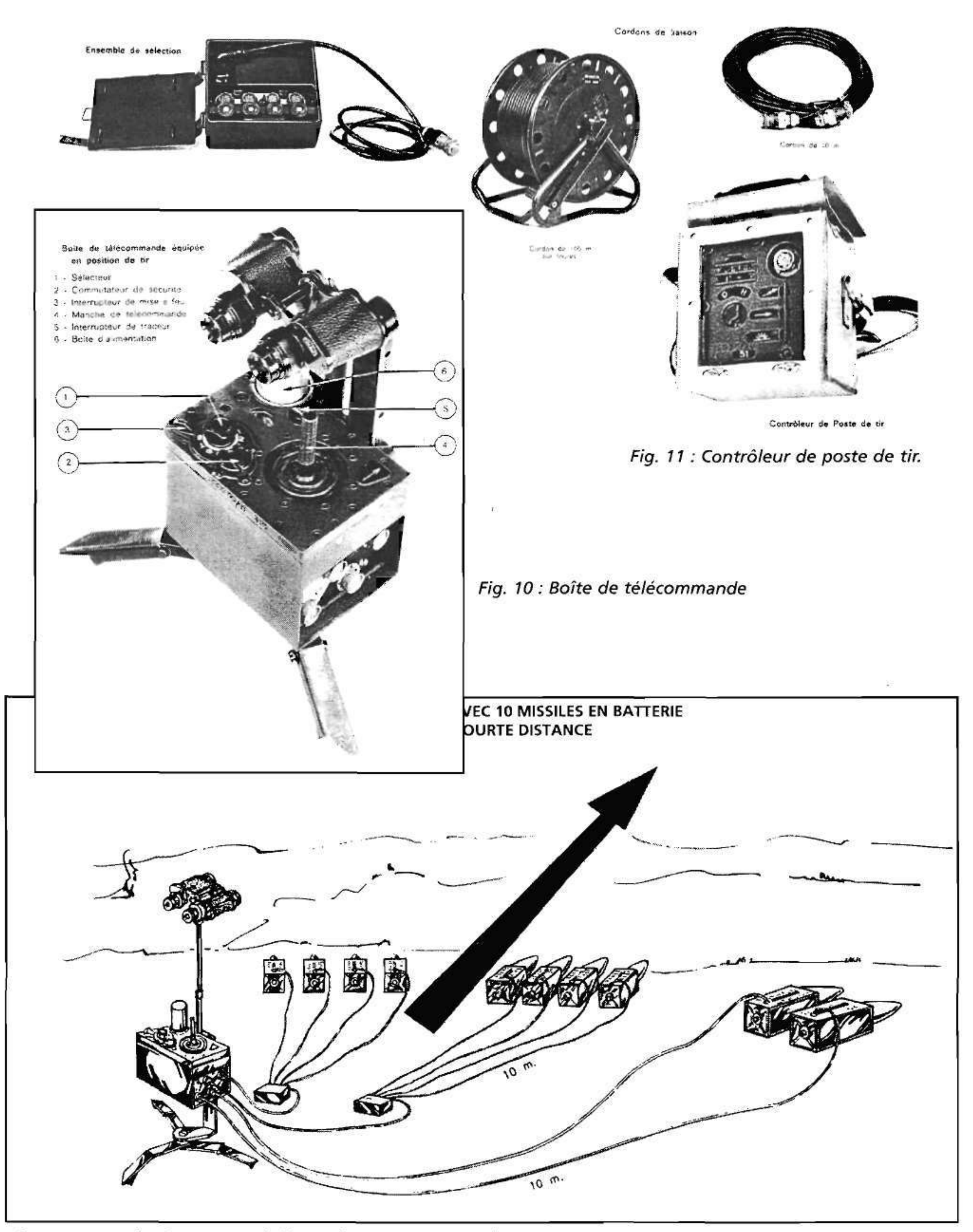


Fig. 10 : Boîte de télécommande

Fig. 11 : Contrôleur de poste de tir.

Fig. 12 : Poste de tir avec 10 missiles en batterie à courte distance.

2.3.2.4. ZONE D'ACTION

Etant automatiquement et très rapidement stabilisé en roulis sur sa trajectoire, le MISSILE peut, immédiatement après son départ, recevoir des ordres modifiant sa direction initiale. Son rayon de virage minimum de 600 m permet des changements d'objectif inopinés et rapides. Chaque MISSILE a ainsi une zone d'action potentielle de 3,55 km² (figure n° 6). Les points limites de cette zone étant ceux pouvant être atteints par le MISSILE après un vol comportant à sa fin une partie rectiligne d'alignement de 200 m au minimum. La probabilité d'atteinte d'un objectif est maximale dans les trois quarts de cette zone d'action potentielle. Elle diminue pour des angles « axe de la caisse de lancement - direction tireur-but » grands et pour des distances « caisse de lancement - but » courtes.

Grâce aux possibilités offertes par le poste de tir TR.10, la zone d'action de chaque tireur est considérable.

Les dix MISSILES rattachés au poste de tir peuvent en effet être répartis sur le terrain, dans un cercle de 110 m de rayon centré sur le poste de tir, et orientés de façon à donner au tireur une zone d'action triple de celle d'un MISSILE. Par un choix judicieux du MISSILE à mettre en œuvre, le tireur élimine les inconvénients dus aux grands angles et aux courtes distances MISSILE-BUT.

Contre des blindés adverses se dirigeant directement sur le tireur à la vitesse de 30 km/h, il est ainsi possible pour un seul tireur, grâce à la portée du MISSILE d'une part, à l'organisation du poste de tir d'autre part, de tirer huit MISSILES pendant le parcours des chars dans la zone d'action de l'ENTAC.

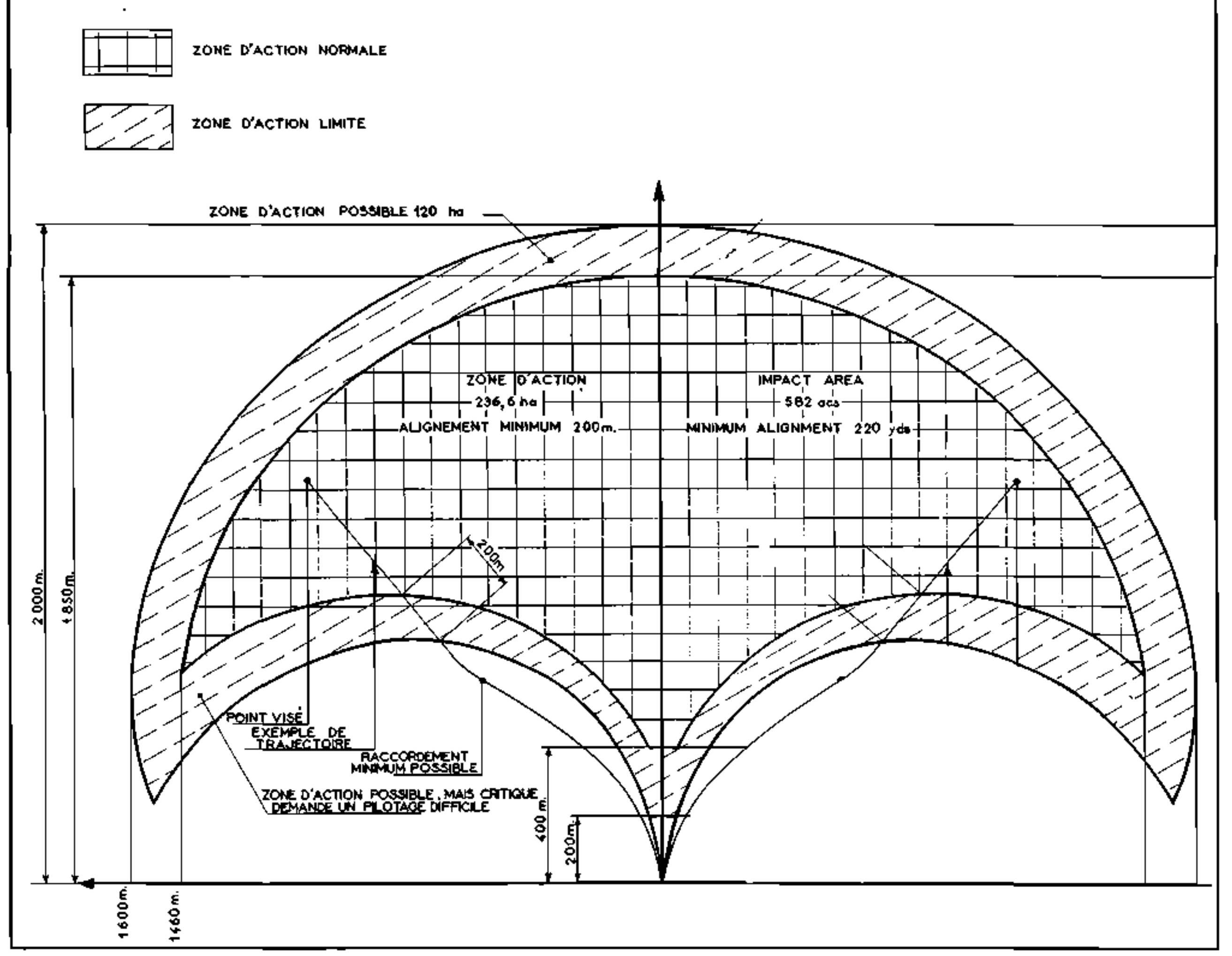
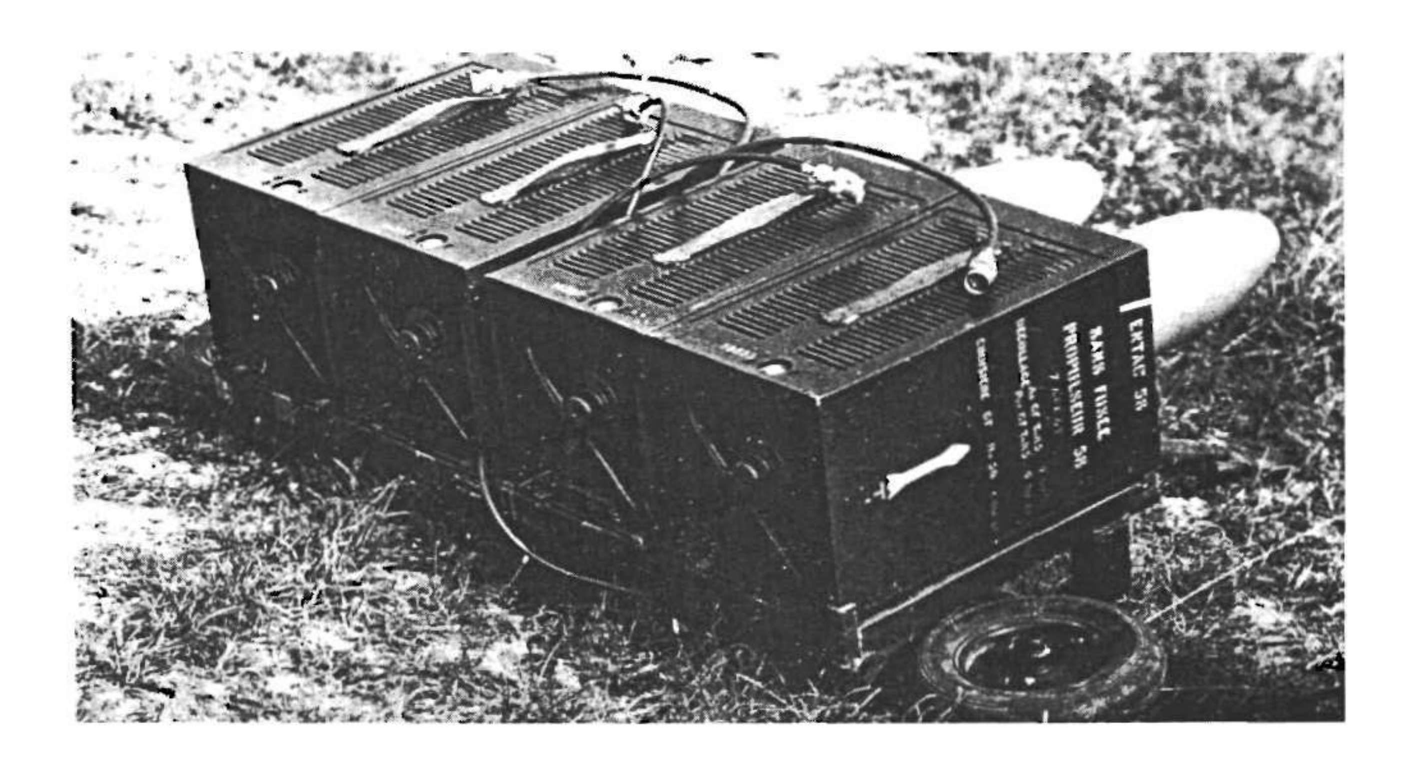


Fig. 13 : Zone d'action potentielle de l'ENTAC

2.3.2.5. MONTAGES OPERATIONNELS

Outre l'emploi tactique déjà décrit et adapté aux unités d'infanterie les plus légères, divers affûts ont été développés pour accroître la puissance de feu et la mobilité :

- Affût quadruple léger permettant de mettre en parallèle 4 missiles en n'utilisant qu'un seul câble (fig.14)



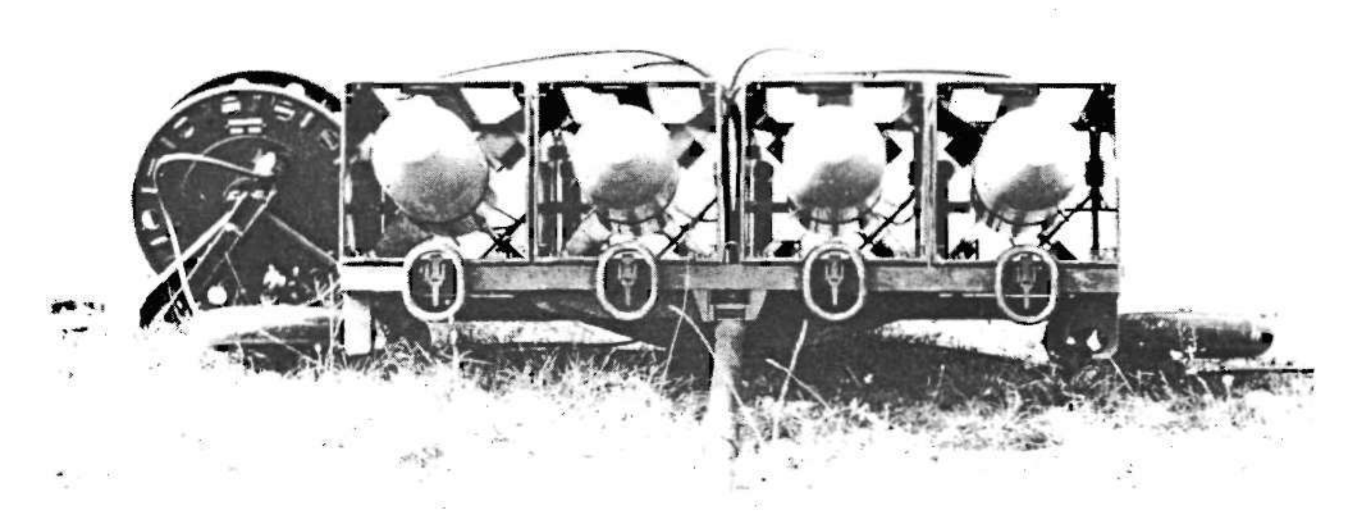


Fig. 14

- ***Equipement de jeep***, emportant 4 ou 8 missiles grâce à un montage rotatif d'affût :

- Escamotant les missiles dans la partie arrière de la jeep (et donc lui conservant son aspect classique)

- Positionnant les missiles en position de tir latéralement (tir vers l'avant ou l'arrière)

- Réglant le site par un dispositif à manivelle.

A noter que dans le cas du tir vers l'arrière, le siège du tireur auquel est fixée la boîte de télécommande pivote de 180°.

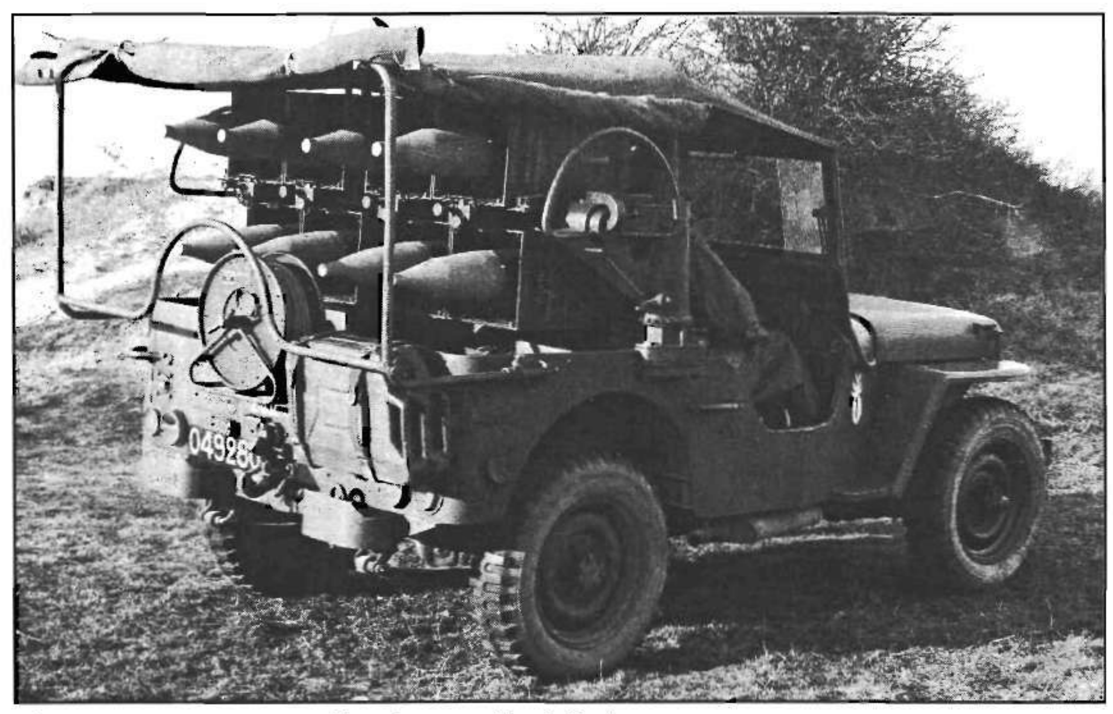


Fig. 15 : Jeep ENTAC en position de route (8 missiles)

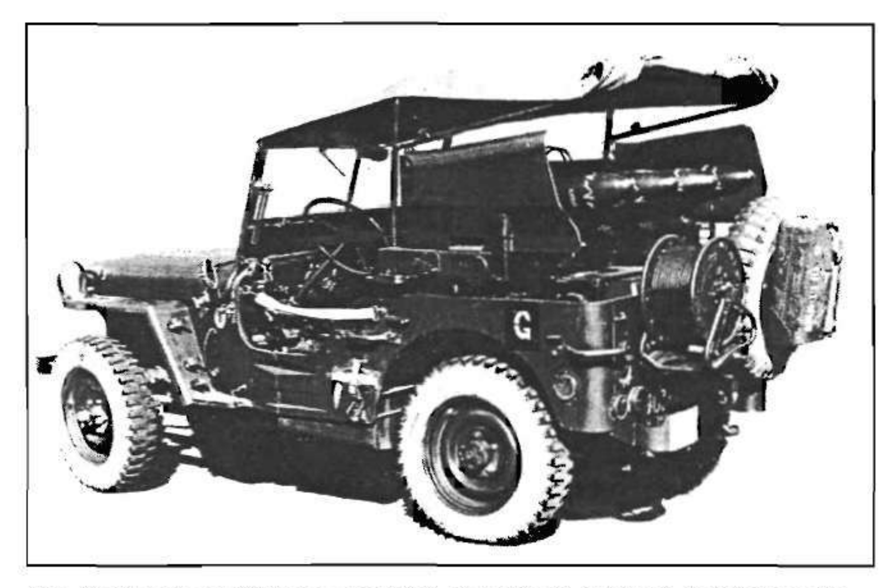


Fig. 15 bis : Jeep ENTAC en position de route (4 missiles). La bâche a éte relevée pour montrer les engins. Elle est normalement baissée.

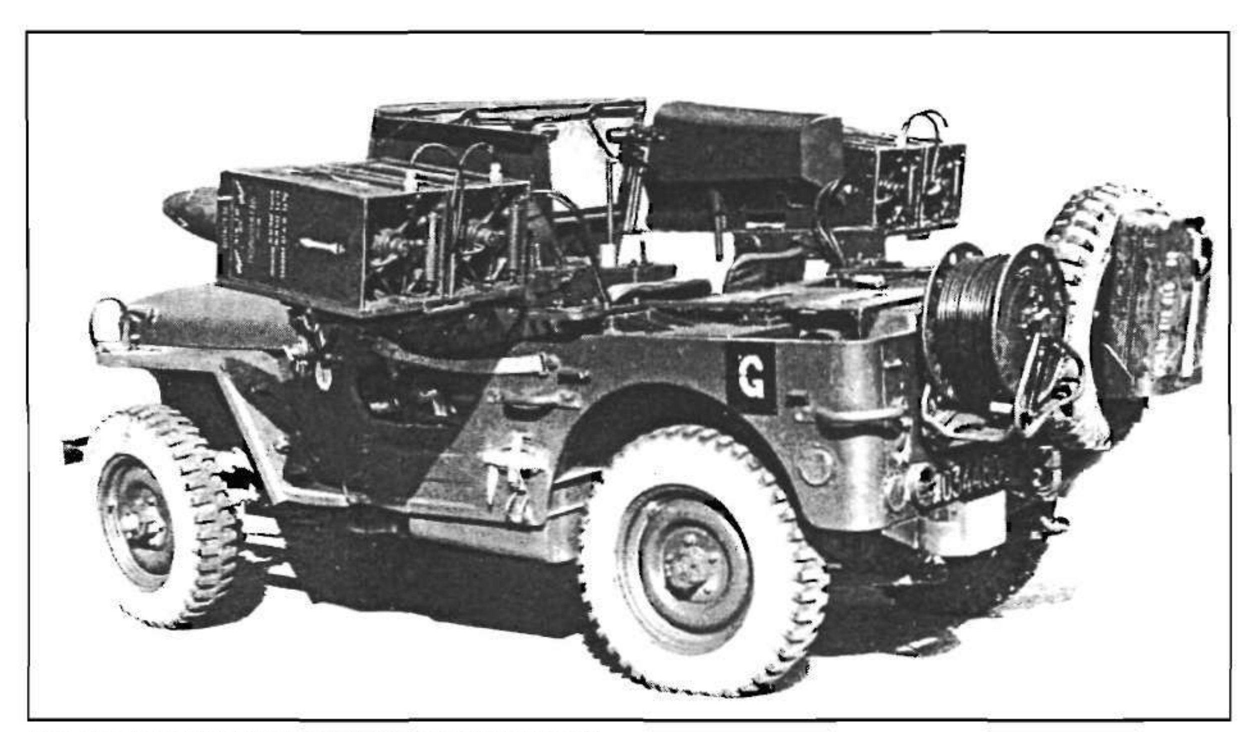


Fig. 16 : Jeep ENTAC en position de tir vers l'avant

3 missiles de réserve
3 corps empennés en caisses de lancement
3 têtes
loquet de fixation
Siège du tireur
Boite de tir

Fig. 17 : Jeep ENTAC en position de tir vers l'arrière.
Notez : - Le siège du tireur auquel est fixé le poste de tir, a effectué une rotation de 180°.
- L'emplacement des 3 missiles de réserve.

- ***Equipement d'automitrailleuse PANHARD***

Affût SAMO ENTAC

- Position route : les 4 missiles sont repliés derrière la tourelle
- Position de combat : Ils sont déployés par 2 de chaque coté de la tourelle

Le passage d'une position à l'autre est effectué depuis l'intérieur de la tourelle

Le pointage de la tourelle en direction assure celui des missiles. Un asservissement en site aligne les missiles sur l'axe des jumelles.

- Equipement de char AMX 13.



Automitrailleuse Vue de face, affût replié
Vue de face, affût déployé

Fig. 18

2.3.3 : S S 1 1

2.3.3.1. - Historique.

SS 10 avait montré, dès le début des années 50, les potentialités de la formule "petit engin guidé antichar" et mis en valeur l'association charge creuse/missile piloté, comme un armement efficace, à la portée de l'utilisation par l'infanterie dans la lutte contre les chars, notamment par la probabilité très élevée du "coup au but", dès le premier tir, par l'efficacité terminale de la charge creuse, et par les capacités de choix de grandes distances d'engagement.

Mais certains aspects demandaient des améliorations sensibles, tant dans les performances (portée - vitesse de vol - charge militaire) que dans les qualités de robustesse, tenue aux environnements, facilité de mise en œuvre opérationnelle.

Grâce à de nombreux contacts avec les états-majors (notamment avec le Général Crépin, lequel avait suivi de très près les travaux sur SS 10 - par exemple, en mettant à disposition le Camp de Frileuse pour les essais en vol du SS 10), et avec la DTAT qui avait lancé le développement de l'ENTAC, les bases d'un projet moins fragile et plus ambitieux furent établies en 1953. A noter, par exemple, une intervention du Général Crépin, alors commandant du "Centre Europe", qui avait lancé une étude générale des sites les plus communs en Europe de l'Ouest, étude qui avait fait apparaître une prédominance nette des vallonnements, avec des distances, crête à crête, autour de 3 000 mètres, d'où, pour les militaires, le souhait d'une arme de portée maximum de cet ordre de grandeur.

Ce nouveau programme "SS 11" bénéficiait, outre l'expérience SS 10, de l'arrivée d'éléments techniques nouveaux, tels que : électronique transistorisée, blocs de poudre "épictète" pour les propulseurs d'accélération et de croisière, mise au point des intercepteurs de jet, progrès importants dans les performances des charges creuses, etc. La portée maximum fut choisie à 3 500 m, atteinte en 22 secondes. Cela, grâce à des propulseurs plus puissants et plus sûrs. Charges creuses plus puissantes et plus performantes (calibre 125 mm, porté ensuite à 140 mm).

Les travaux prototypes ont été menés rondement puisque le premier vol a eu lieu, avec succès, en 1954.

Comme pour SS 10, le financement du développement fut assuré par les programmes d'"études générales" en dépenses contrôlées, établis chaque année par la DTI, sur propositions des industriels.

Les principaux partenaires industriels ont été :

- STRIM : pour les charges militaires et les traceurs.
- Direction des Poudres : pour les propergols "Epictète".
- Creusot-Loire : pour les petites pièces en acier spécial, moulé en cire perdue.
- Forgeal : pour les ébauches en AU4G forgées.
- Société Bocuze : pour les ébauches de tuyères et d'intercepteurs en molybdène.
- Ruggiéry : pour les traceurs, etc.

SS 11 a connu, très vite, un grand succès auprès des utilisateurs. Son emploi, d'abord conçu en postes de tir au sol pour l'infanterie, a vu ses montages sur véhicules se multiplier : Véhicules terrestres, jeep, chenillettes, véhicules blindés, chars, etc.

Pour l'histoire, on retiendra, l'initiative des militaires du Camp de Mailly, qui ont réalisé un montage "expérimental" de 4 missiles, dont les petites rampes de lancement ont été fixées sur un support prenant appui sur l'affût du canon de l'AMX 13, version qui a été, finalement, adoptée pour l'AMX 13.

Par ailleurs, l'idée de monter des missiles air-sol légers sur plates-formes aériennes lentes ouvrait des horizons nouveaux, en particulier dans la lutte antichars.

Dès 1954, le Général Crépin a obtenu, du Général Navarre, l'accord de principe pour engager, en Indochine, des engins SS 10, puis SS 11, en version tirée d'avion lent et fait débuter la première expérimentation de ces matériels depuis le bimoteur MD 311. Arrivés trop tard pour les besoins français en Indochine, les mêmes engins ont été engagés dès 1956 en Algérie, dans des conditions, qui dès le début se révélèrent efficaces, en particulier contre des petits groupes adverses embusqués dans des grottes de parois rocheuses.

SS 10 et SS 11 furent également montés sur hélicoptères.

Les essais de ces adaptations sur véhicules aériens lents furent suivis de très près par les militaires, surtout par ceux qui croyaient en l'avenir des solutions "missiles". Parmi eux, il faut citer encore le Général Crépin (Commandant en Chef des troupe françaises en Allemagne, puis Commandant NATO du Centre Europe). Il a été parmi les premiers, sinon le premier, à voir, pour l'armée de terre, l'intérêt militaire du couple hélicoptère/missile. Dans un de ses dossiers (1960), on relève les considérations suivantes :

"*Les hélicoptères.*

L'engin léger air/sol est, de loin, l'armement le plus valable pour ce type d'aérodyne. En effet, l'instabilité naturelle de l'hélicoptère en fait une médiocre plate-forme pour le tir des armements classiques, dont l'efficacité est conditionnée par la précision de la visée avant tir. Cet inconvénient n'apparaît pas pour l'emploi des engins à guidage par alignement.

D'autre part, la maniabilité réduite des hélicoptères et leur vulnérabilité au feu adverse les rend impropres à l'appui-feu rapproché. Au contraire, si les hélicoptères tirent l'engin à 1 km, ou davantage, de l'objectif, ils peuvent profiter au maximum de leurs possibilités d'observation en vol stationnaire et de défilement au ras des barrières du relief et de la végétation.

L'hélicoptère léger, type Alouette 2 ou dérivé, armé de 4 AS 11 ou de 4 AS 12, acquiert, grâce à l'engin, le caractère d'une véritable artillerie volante qui peut être utilisée en liaison immédiate et constante avec une unité terrestre en opération. Sur l'artillerie classique, le système Alouette AS 11 offre les avantages essentiels suivants :

- précision de tir très supérieure;

- grande facilité d'emploi en terrain difficile puisque les munitions, aussi bien que leurs affûts de lancement, sont systématiquement acheminés par voie aérienne et n'alourdissent pas les mouvements de troupe au sol, comme c'est le cas avec l'artillerie classique;

- possibilité de faire cumuler à l'hélicoptère les fonctions habituelles séparées en artillerie classique de l'observatoire (mobile et orientable) et de la batterie de tir.

L'hélicoptère lance-engins devient à la fois un moyen d'observation et un moyen de feu à la disposition immédiate du commandant de l'opération. Il acquiert de ce fait une souplesse d'emploi plus grande que celle des avions sur lesquels il a également l'avantage de pouvoir être utilisé dans des conditions météo plus médiocres. Par exemple, quand le plafond nuageux est de 100 m, il est difficile d'utiliser l'avion d'assaut, mais possible d'utiliser l'hélicoptère lance-engins".

En conclusion, le Général faisait ressortir clairement que, tout au contraire de l'artillerie, le couple hélicoptère/missile est capable de faire le coup au but sur objectif "ponctuel". Il peut donc se contenter d'un nombre réduit de munitions, ce qui constitue, avec la mobilité, la grande nouveauté tactique.

L'allonge maximum permise par SS 11 (3 500 m) amena bien vite, sur hélicoptère, un autre problème : l'acquisition des objectifs (comme les chars) et leur visée précise. Ceci n'était plus envisageable avec les capacités du tireur humain à vue directe. Depuis l'origine, pour les tirs à partir du sol, le tireur s'aidait d'optiques grossissantes, par exemple, des jumelles de grossissement environ 10.

De toute évidence, sur hélicoptère, il fallait aussi des systèmes optiques grossissants. Beaucoup d'idées furent essayées : lunettes de grossissement moyen (x 4) fixées sur le casque du pilote, etc., mais ni les performances, ni les servitudes d'emploi n'étaient satisfaisantes. Très vite, la nécessité d'une visionique stabilisée s'imposa. Après divers tâtonnements, il est apparu que seuls les systèmes à optique gyrostabilisée pouvaient convenir.

Plusieurs réalisations prototypes virent le jour, notamment chez AOIP, chez COTELEC, sous l'égide du STAe. La lunette COTELEC a permis le premier tir de SS 11 à partir d'Alouette 2, le 20 janvier 1959.

L'amélioration des conditions de tir pour le tireur était très importante. Les études des lunettes stabilisées furent reprises par la DEFA, avec la participation directe de l'APX et sous l'égide de l'Ingénieur Général Deramond. En juin 1963, la lunette APX 185 (monoculaire) permettait le tir de SS 11 à partir d'Alouette 2 dans de bonnes conditions, et en octobre 1964, la lunette binoculaire APX 260 inaugurait les tirs de SS 11 dans une version qui allait devenir opérationnelle.

En 1972, l'adaptation en série du SS 11 fut faite sur l'hélicoptère SA 341 Gazelle avec l'apport essentiel des lunettes gyrostabilisées APX 260 puis APX 334, capables de 2 grossissements (2,5 et 10) commutables.

L'ensemble antichar Gazelle/SS 11 ainsi réalisé était vraiment opérationnel. Il ouvrait à l'Armée de Terre des perspectives nouvelles. Des théories nouvelles sont ainsi apparues pour l'utilisation possible d'hélicoptères armés de missiles, notamment antichars, dans les conflits majeurs. On pouvait envisager de contrer la menace que faisait peser la supériorité numérique écrasante des blindés du pacte de Varsovie, par des dispositifs d'une grande allonge, d'une grande efficacité terminale et d'une grande mobilité. C'est en France, principalement, croyons-nous, que ces réflexions ont pris corps pour la première fois, notamment sous l'impulsion du Général Crépin, de l'EMAT, de la STAT, des commandements successifs de l'ALAT, etc. Ces doctrines ont fait, par la suite, progressivement, des adeptes dans toutes les armées.

Pour reprendre les exemples d'application du SS 11 et de ses différents montages, on peut citer sans être exhaustifs, les montages suivants, dans différents pays et sur les véhicules les plus divers :

- France : Char AMX 13 - Jeep - Alouette 3 - Gazelle 341 - Dassault 315 - Dassault 311.
- RFA : Transport de troupe HS 30 - char RU.
- USA : Hélicoptères Bell 205 - Bell UH1B.
- Canada : Transport de troupe M 113.
- Suisse : Avion Vampire (AS 11 utilisé pour l'entraînement à l'AS 30).
- Suède : Equipements des Commando.
- Angleterre : Hélicoptères Wessex - Scout.
- Italie : Equipements des Commando - Transport de troupe M 113.
- Iran : Hélicoptère Agusta-Bell 205.

- Malaisie : vedette Vosper.
- Afrique du Sud : Avion Vampire (entraînement à l'AS 30).
- Inde : Equipement des Commandos - Jeep.

Le SS 11 a été adopté par 37 pays.

Les licences de fabrication ont été vendues :

- aux Etats-Unis.
- à l'Inde.
- à la RFA.

Il a été construit en série, en Inde et en RFA. En France, 182 273 SS 11 ont été livrés, par Nord-Aviation depuis 1956.

Jusqu'en 1986, il a fallu pouvoir assurer, aux différents utilisateurs, le "service après vente" des matériels livrés.

A notre connaissance, il a été engagé au combat notamment en Corée, au Vietnam, en Algérie.

2.3.3.2. Le système d'arme.

Il utilise, à partir d'un poste de tir au sol ou sur véhicule terrestre, aérien ou marin, une munition, autopropulsée par fusée à poudre, téléguidée par fils, munie de gouvernes de jet sur le propulseur de croisière, volant en auto rotation. Il est destiné à l'attaque d'objectifs terrestres, principalement les chars.

2.3.3.2.1. La munition.

C'est un corps fuselé empenné, de calibre 164 mm, de longueur hors tout 1210 mm, muni de 4 ailes en croix d'envergure 500 mm.

Poids du missile assemblé, prêt au tir : 30 Kg.

Poids de la charge militaire : ≈ 8 Kg.

Accélération au départ : 10 g.

Vitesse de vol : croît de 110m/s en fin d'accélération
à 200 m/s en fin de croisière.

Portée maximum utilisable : 3 500 mètres.

Portée pratique minimum, en pilotage manuel : 400 mètres.

Livrée et transportée en caisse, initialement caisse métallique, puis caisse en matière plastique polyester armée de fibres de verre, démontée en 3 parties : le corps empenné, la tête contenant la charge militaire, les 3 piles sèches d'alimentation interne au missile.

Les 3 piles se fixent dans les supports correspondants de la partie avant du corps empenné, avant le montage de la tête qui se visse sur ce dernier.

A partir de 1965, les piles sèches du SS 11 furent remplacées par les nouvelles piles thermiques de Nord-Aviation et incorporées avec d'autres améliorations (charges militaires, notamment), dans une version améliorée dite SS 11 B1. Ceci supprima les servitudes très pénalisantes des piles sèches.

Une "boîte de jonction" fixée sur la face arrière du corps empenné assure les connexions avec le poste de tir : circuits de mise à feu et ligne de télécommande par l'intermédiaire des fils qui relieront le poste de tir à la munition en vol.

La charge militaire se visse sur le corps empenné au moment de la mise en batterie.

La munition est fixée sur une rampe de lancement par des pattes de guidage. La boîte de jonction est verrouillée sur la rampe, par un dispositif à enclenchement mécanique automatique et reste sur la rampe pendant tout le vol de la munition.

poids	- caisse nue avec la rampe		~ 34 kg
"	"	avec le coup complet	~ 64 kg

2.3.3.2.1.1. Les charges militaires.

Plusieurs types de charges militaires ont été successivement proposés.

- *Charges antichar :*

- ***Charge creuse STRIM 125 AC*** de calibre 125 mm, comportant un cône en cuivre, un chargement explosif hexogène/tolite. La fusée pyrotechnique comporte une amorce à percussion mécanique, fonctionnant au choc de l'impact, et un relais de tétryl. Entre les deux, un système de volet métallique d'interruption de chaîne pyrotechnique assure la sécurité avant la mise à feu du missile. Cette sécurité est levée au cours du vol par prélèvement de pression dans le propulseur de croisière (voir détail propulseur).

Cette charge peut perforer environ 500 mm d'acier à blindage en incidence normale (soit environ 4 calibres). Elle fonctionne jusqu'à des incidences de 75°.

- ***Charge creuse 140 AC*** de même principe, mais ayant bénéficié de nombreuses améliorations de la technique des charges creuses par la Société STRIM (voir détails charges creuses). Elle assure des perforations de 600 mm dans l'acier à blindage en incidence normale (soit environ 4,5 calibres).

- ***Charge usage général 140 AP*** interchangeable avec les précédentes et fournissant des éclats, capables de perforer une tôle d'acier de 2 mm d'épaisseur, à 5 mètres.

2.3.3.1.2. Le corps empenné.

Il comprend le propulseur et la partie arrière. C'est un corps cylindrique, muni de 4 ailes en croix, légèrement inclinées par rapport aux génératrices du cylindre, pour provoquer l'auto rotation en vol, par effet aérodynamique, autour de l'axe de roulis. Ces ailes sont profilées et en flèche. Elles sont réalisées en composite bois/métal (alu) collées. Elles sont fixées par vis sur le corps du propulseur.

La partie structurale principale est le propulseur à poudre à 2 étages, dont l'enveloppe est une pièce cylindrique en alliage d'aluminium (AU4G) et qui comprend 2 chambres séparées par une cloison médiane :

- La chambre de l'étage accélération, qui débite par 2 tuyères latérales. Le chargement consiste en 7 blocs de poudre Epictète "tous temps", de forme tubulaire, et dont la sur face de combustion reste sensiblement constante et communique au missile une accélération d'environ 10 g, pendant 1,1 sec. Cette conception s'est révélée particulièrement sûre en une époque où les défauts pouvant apparaître sur les blocs de poudre (porosités, fissures,etc.) étaient quelquefois à redouter. On avait pu démontrer que même si 1 ou 2 blocs présentaient de tels défauts, le propulseur n'explosait pas.

  La mise à feu est assurée par une coupelle chargée en poudre noire et initialisée par un inflammateur électrique.

- La chambre de croisière débitant, par un tube de liaison, jusqu'au culot arrière du missile dans l'ensemble tuyère de croisière munie de ses 4 intercepteurs de jet. Le bloc croisière cylindrique est également en poudre Epictète "tous temps", inhibé sur toute la surface extérieure et sur l'extrémité avant, par un vernis polyester, et brûle donc "en

cigarette" pendant environ 20 sec. La poussée croisière, compte tenu des pertes dues à l'action des intercepteurs, communique néanmoins une légère accélération au missile, pendant cette phase de vol, puisque la vitesse qui est, en partant de zéro, d'environ 110 m/sec en fin d'accélération, croît ensuite jusqu'à 200 m/sec en fin de propulsion, où le missile n'est plus guidable.

A signaler, 2 innovations importantes, par rapport à SS 10, innovations qui seront reprises dans SS 12, MILAN et HOT.

La fusée pyrotechnique d'initiation de la charge militaire est intégrée dans le fond avant du propulseur de croisière, ce qui simplifie, considérablement, les problèmes de structures et de connexions des chaînes de sécurité.

De plus, un système d'alimentation pneumatique de cette fusée pyrotechnique a été imaginé et breveté en commun avec la Poudrerie d'Angoulême (I.C.Blandin et J.Guillot). Il consiste à noyer, dans l'inhibitor du bloc de poudre, 3 petits tubes de cuivre, ne se découvrant qu'après un délai fixé (par exemple, 2 secondes) de combustion du bloc croisière et alimentant la cavité de la fusée, la charge militaire, par la pression du propulseur croisière, pour en retirer le verrou d'interruption de chaîne pyrotechnique, c'est-à-dire que la charge militaire ne peut être active qu'après cette phase de vol du missile.

Les chambres de combustion, accélération et croisière sont séparées par un fond intermédiaire, également en AU4G, et dont la face, côté croisière, est protégée par un revêtement inhibitor, de même nature que celui du bloc poudre croisière. Ce fond intermédiaire comporte 2 relais pyrotechniques, sorte de petits clapets à bille, obturés, initialement, chacun, par un petit bloc de poudre de même composition que le chargement accélération et qui brûle, donc, au même régime que l'étage accélération, lors de la mise à feu du missile. L'épaisseur de poudre à brûler est choisie pour introduire un retard d'allumage entre le propulseur croisière et l'accélération (de l'ordre de 0,5 sec.). Passé ce délai, la mise à feu de l'étage croisière se fait par le passage des gaz chauds par les clapets, qui se ferment quand la pression de l'étage croisière est établie. N'ayant pas de mise à feu électrique pour la croisière, on a l'assurance de cette mise à feu par l'accélérateur, quand le régime de celui-ci est bien établi. Remarquer alors, qu'avec le retard d'armement de la charge militaire, conçu comme expliqué plus haut, et qui ne peut intervenir qu'après un temps de fonctionnement normal de l'étage croisière, on a une très bonne garantie d'un déroulement correct des phases d'activation de la charge explosive, seulement dans le cas d'un vol correct du missile lui-même.

Derrière le propulseur, et donc autour du tube de liaison, sont logés :

- ***Les 2 fuseaux dérouleurs des fils de guidage*** sous forme de 2 bobines de fil d'acier émaillé, de diamètre 18/100ème de millimètre, d'une longueur totale de fil de 3 500 mètres (voir la technique des fuseaux dérouleurs). Le missile dépose les fils, qui restent connectés au poste de tir, au fur et à mesure de son vol. Par ces fils, transitent les ordres électriques élaborés par le poste de tir et destinés à la commande des intercepteurs de jet.

- ***Le gyroscope à poudre*** destiné à distribuer les ordres de pilotage en fonction de la position en roulis instantanée du missile, gyroscope identique à celui du SS 10.

- ***Le décodeur électronique***, chargé d'amplifier les signaux électriques transmis par les fils, en provenance du poste de tir, pour attaquer les gouvernes de jet.

- ***La tuyère de croisière***, en molybdène massif, est incorporée dans le bloc des 4 intercepteurs de jet et des 8 électroaimants qui les commandent (voir intercepteurs de jet). Ces intercepteurs reçoivent les ordres de la télécommande "direction" et "profondeur" par l'intermédiaire des fils qui relient le missile en vol au poste de tir, suivant une distribution par le gyroscope à poudre, pour tenir compte de la position instantanée en roulis du missile. Le

choix des paramètres qui ont finalement été arrêtés, pour les fréquences de battement de ces gouvernes, tout ou rien (fréquence fixe, mais pourcentage entrée/sortie variable de manière continue), la mécanique du vol du missile, la distribution par le gyroscope à poudre sont décrits au chapitre guidage (partie III). Cette étude a nécessité de nombreux calculs, simulations, recoupements d'essais en vol. A signaler que l'on a éprouvé, très tôt, la nécessité d'une simulation du comportement du missile autour de son centre de gravité, en réalisant un "banc tournant sommaire", d'un corps tournant dans un système de suspension à la cardan, et muni d'une tuyère à air comprimé, équipée d'intercepteurs de jet simplifiés et d'une distribution d'ordre par un gyroscope aux caractéristiques calquées sur le gyroscope à poudre. L'ensemble simulant, d'aussi près que possible, les données de mécanique du vol du missile réel. Ce fut, en quelque sorte, notre premier simulateur incorporant des éléments réels du missile.

- ***Le traceur pyrotechnique***, permettant au tireur d'aligner le missile à vue sur la cible. Considéré, au départ, comme un simple feu de bengale, il a soulevé, finalement, de nombreux problèmes. Les spécifications militaires du système d'arme demandent des fonctionnements dans des gammes de températures, de degrés hygrométriques, très larges. Dans certaines conditions, les compositions pyrotechniques habituelles produisent, souvent en combinaison avec les gaz d'échappement du propulseur, des fumées importantes qui, dans le cas de tir sans défilement et par temps calme, s'accumulent entre le tireur et la cible, masquant celle-ci. Le choix de la couleur de la flamme a soulevé, aussi, beaucoup de discussions. De très nombreux essais, par temps variés, ont été nécessaires et ont conduit, parfois, à proposer différentes solutions, pour différents utilisateurs, en fonction, par exemple, des climats dominants chez eux.

2.3.3.2.2. Le poste de tir.

Il se compose de :

- Un petit manche de télécommande similaire à celui du SS 10 associé à une jumelle grossissante 10 x 35.

- Une boîte de sélection qui permet la mise en batterie de 6 engins et leur tir successif à volonté.

- Une boîte d'alimentation qui assure la mise sous tension du générateur de signaux pour les tirs, à partir du sol. Elle renferme une batterie Cd.Ni de 26 V, assurant le fonctionnement continu du générateur pendant 2 heures. Dans les installations sur véhicules, cette boîte est connectée directement à l'alimentation de bord.

- Un ensemble de câbles de liaison et lunettes optiques, pour le tir au sol jusqu'à 3 km.

Nota :

-1- pour le montage sur véhicules aériens, ces éléments sont regroupés et comportent en outre, une boîte de commande pour la sélection du missile à tirer, la mise à feu et le largage de la boîte de jonction après tir, ainsi qu'un largage de secours individuel ou général des lance-engins.

- 2 - pour l'utilisation à partir de véhicules aériens, et plus particulièrement à partir d'hélicoptères, on a vu qu'il a été nécessaire de développer des lunettes de visée à fort grossissement et à stabilisation gyroscopique. La première application de série (lunette APX 260 sur hélicoptère Gazelle) est entrée en service en 1972.

2.3.3.2.3. Les lance-missiles.

- Pour le tir à partir du sol ou de véhicules terrestres, les missiles sont "posés", par leurs pattes inférieures, sur le lance missile qui comporte des glissières, avant et arrière, dégageant en même temps.

- Pour le tir à partir de véhicules aériens, les missiles sont suspendus, par leurs pattes supérieures, au lance missile qui comporte des glissières, avant et arrière, dégageant en même temps.

Ces lance-missiles comportent les verrouillages mécaniques, boîtes de connexions électriques, boulons explosifs pour les largages des fils et, éventuellement, de tout le lance-missile (largage détresse).

2.3.3.2.4. Les matériels de contrôle.

La munition .

A partir des modèles munis d'une batterie thermique, le missile est une véritable munition. Aucun contrôle n'est prévu (régime des munitions classiques). Les missiles sont, en série, assemblés par lots, à partir de sous-ensembles, eux-mêmes fabriqués en lots homogènes, sensiblement de même importance en nombre. Ils sont ensuite présentés "lotis" aux commissions officielles de recette, subissent des épreuves climatiques et mécaniques avant tir. Un barème permet de chiffrer la qualité du lot présenté, lequel est accepté, doit être remanié, ou même refusé, en fonction du résultat de la recette. Un lot recetté est repéré par un marquage, suivant les procédures habituelles aux munitions. Il inclut les dossiers de documents permettant la "traçabilité" des composants lotis entrant dans la constitution de chaque missile.

Le poste de tir .

Les valises de contrôle se branchent en lieu et place de l'engin et permettent de tester la sélection, la séquence de mise à feu et la valeur des pourcentages d'ordre passés sur les voies de profondeur et de direction.

2.3.3.2.5. Les simulateurs d'entraînement.

Ils sont en prolongement des moyens développés pour l'utilisation du SS 10. La Société Dorand s'est spécialisée dans la conception de ces matériels pour la formation et l'entraînement en salle des personnels utilisateurs, d'abord pour le pilotage manuel, puis pour la version guidage automatique.

2.3.3.3. Evolution du SS 11 vers une télécommande automatique, SS 11 TCA "Harpon".

En version initiale, prévu pour être guidé manuellement, le SS 11, sortant alors en série, a été utilisé pour l'étude et la mise au point d'un système de guidage plus automatisé, basé sur l'installation, au poste de tir, d'un goniomètre infrarouge, capable de détecter en permanence, avec une grande précision, pendant le vol du missile, l'écart angulaire de celui-ci, par rapport à l'axe optique du tireur. Un calculateur élabore, au poste de tir, en s'aidant d'une loi d'éloignement programmée, les ordres de télécommande nécessaires au réalignement du missile sur cet axe optique, de sorte que le tireur doit s'occuper exclusivement de maintenir la ligne de visée sur la cible. Ce qui est beaucoup plus instinctif et plus facile à acquérir que le pilotage manuel direct du missile. On verra comment ont été conçus et optimisés les appareils de pointage fin d'une croisée de réticule apparaissant dans le système de visée du tireur (et harmonisée avec une grande précision angulaire avec l'axe optique de la télécommande automatique) pour obtenir la désignation précise, sur la cible, de l'impact désiré et ce, quels que soient les mouvements de la cible et quelles que soient les évolutions ou vibrations de la position du poste de tir (tireur au sol, véhicules de tir, arrêté ou en mouvement, véhicule terrestre, maritime ou aérien, en particulier hélicoptères).

Il était notoire, en effet, que l'aptitude au pilotage manuel à vue directe, nécessitait une sélection, une formation et un entraînement sérieux des servants, sans mésestimer non plus, l'influence défavorable probable des conditions d'ambiance réelle du combat. Il avait été d'ailleurs nécessaire, pour des raisons évidemment économiques, de développer des

simulateurs de tir et d'organiser des stages de formation et d'entraînement des militaires concernés, pour limiter les séances de tirs réels.

Les travaux de mise au point de cette "télécommande automatique" furent longs et délicats (voir détails sur la télécommande automatique).

On se souvient des séances de tir de nuit à Mailly (pour éviter les perturbations de la lumière solaire), où les SS 11 étaient pilotés manuellement par Jean Malaval, lequel s'efforçait de réaliser les programmes de vol, avec évolutions convenues, pendant lesquelles le goniomètre I.R. prototype faisait apparaître ses indications, par les aiguilles des galvanomètres de mesure!

Mais, après de longs travaux sur les goniomètres eux-mêmes (mis au point par la société Turck, puis SAT, sur les traceurs à placer sur le missile, sur les perturbations (rayonnement solaire, fumées, lueurs) émises par les propulseurs, sur les boucles d'asservissement des calculateurs du poste de tir, etc. les résultats furent couronnés de succès.

Il est certain que, pouvant disposer, par le goniomètre I.R. d'une information très précise et très rapide de l'écartométrie, la boucle d'asservissement du missile, sur l'axe de visée, pouvait être optimisée avec des temps de réponse beaucoup plus courts que ceux d'un pilote humain, d'où une trajectoire du missile beaucoup plus précise à partir du moment où la prise en charge, par le système automatique, était réalisée. A noter que l'exécution des ordres de guidage, par intercepteurs de jet, améliore encore ces performances d'asservissement, par le fait d'un temps d'application des couples de gouverne, nettement plus court, que par gouvernes aérodynamiques. Restait à résoudre le problème d'amener au plus vite le missile dans les champs de la télécommande automatique.

En fait, le "SS 11 TCA", baptisé "Harpon", n'a pas apporté totalement les résultats qu'on aurait pu espérer, mais il a bien mis en lumière les paramètres à optimiser pour tirer le meilleur parti de ce système très souhaité par les utilisateurs. Le handicap le plus considérable fut la dispersion des trajectoires de départ des SS 11 et donc les difficultés de prise en charge, à faible distance, par le système automatique. On verra là un des points essentiels des aménagements pris par notre équipe, dans la conception des systèmes antichars suivants : MILAN, HOT.

Les trajectoires de départ de ces petits missiles, en phase balistique pure, avec des fusées d'accélération donnant une dizaine de "g" et guidés sur leur rampe de lancement par des pions de quelques centimètres de longueur, étaient fort dispersées en direction. Cela du fait des nombreux paramètres en cause :

- paramètres internes, dus aux inévitables imperfections du centrage, de l'équilibrage dynamique, de l'application, de la poussée du propulseur d'accélération, avec les inter actions inévitables dues aux structures placées à proximité, la faiblesse de la stabilité aérodynamique initiale, due aux faibles vitesses centrage "arrière" initial, aux réactions d'affût, etc.
- paramètres externes, tels que - la pesanteur - le vent - la température, etc.

Il s'était déjà avéré indispensable de munir le goniomètre infrarouge d'une "optique" à grand champ pour "prendre en charge" le missile plus facilement, malgré des écarts angulaires importants, dus à la parallaxe initiale et aux écarts aléatoires de départ. Ceci de façon à ramener, au plus vite, le missile dans le champ forcément très fin, nécessaire au guidage à grande distance. Un dispositif automatique assurait la commutation "grand champ/petit champ", quand l'alignement plus précis était réalisé. Mais on a vu que non seulement il fallait avoir une mesure angulaire précise de la position du missile, mais il fallait aussi que le missile puisse recevoir les forces nécessaires à la correction de sa trajectoire. Or, les forces aérodynamiques (portance des ailes) pendant l'accélération sont encore faibles, les couples

obtenus autour du centre de gravité, grâce aux intercepteurs de jet, bien que plus rapidement efficaces qu'avec les intercepteurs aérodynamiques, ne suffisaient pas, compte tenu de la dispersion des autres paramètres de la mécanique du vol (phase de la mise en vitesse d'auto rotation, commutation des ordres par le gyroscope, etc.) à ramener suffisamment vite le missile sur l'axe du goniomètre.

Beaucoup d'efforts ont été faits pour essayer d'améliorer les trajectoires de départ, sans compliquer trop le matériel et surtout en conservant la simplicité du missile lui-même. Pour le "HARPON", par exemple, plusieurs types de rampes de lancement ont été imaginés et essayés : "rampes à parallélogramme", "rampe hélicoïdale", etc., finalement sans grand résultat. L'amélioration considérable, en précision de guidage, n'était utilisable qu'à partir de portées déjà importantes.

On verra (chapitre télécommande automatique) que les précisions de localisation angulaire du missile par la télécommande automatique infra rouge (bande 10 µ) sont de l'ordre du dixième de millième, en raison du bon pouvoir séparateur de cette optique et des qualités d'harmonisation que l'on peut réaliser avec les systèmes de pointage du tireur. Cela a donc permis d'obtenir, à grande distance, des performances d'alignement du missile à, par exemple, de l'ordre de 0,4 m à 4 km (performance prouvée régulièrement par le HOT). Le système de la télécommande automatique souffrait donc de la difficulté à réaligner très tôt les missiles sur cet axe, de sorte que, un peu paradoxalement et contrairement aux autres systèmes d'arme (canons, roquettes), la probabilité d'atteinte du but était meilleure à moyenne et grande distance de tir, qu'à distances plus courtes. Cette situation étant naturellement aggravée dans le cas de cibles à forte vitesse de défilement à courtes distances.

Cela explique les efforts accomplis dans les développements suivants des missiles antichars, pour amener les missiles, le plus rapidement possible, sur l'axe optique de la télécommande automatique, en jouant, d'une part sur la régularité des départs, mais aussi sur les moyens de disposer, dans le missile, des forces de manœuvre suffisantes pour réaliser très vite, et maintenir cet alignement.

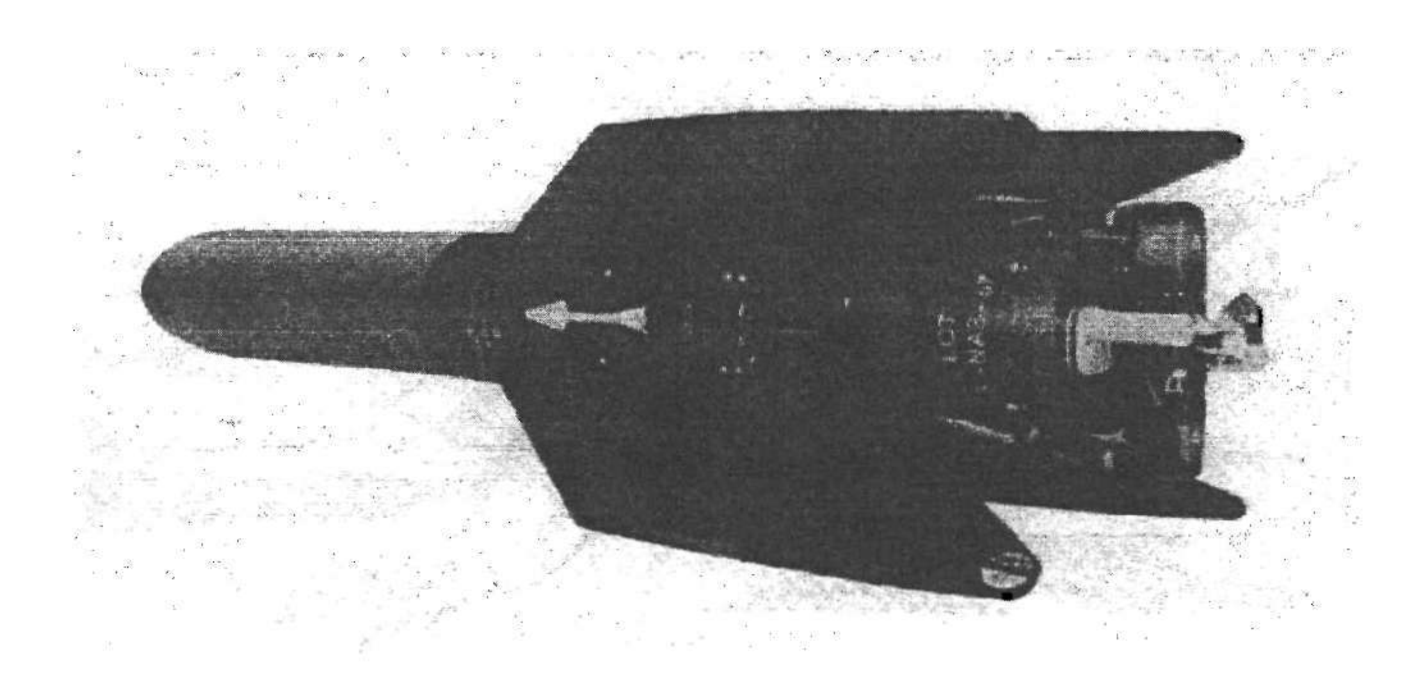
On peut schématiser cette progression, en admettant que l'application de ces considérations s'est faite à partir de la première génération (SS 11 - HARPON), notablement améliorée dans la deuxième génération, par de meilleurs départs (MILAN - HOT) et au point dans la troisième génération (ERYX Moyenne portée 3ème géné). Voir le détail des mesures prises, selon ces principes, dans les descriptions des matériels correspondants. A noter déjà, que pour la deuxième génération, les départs avec forte accélération (900 g pour MILAN et guidage dans un tube) ou intervention d'un détecteur gyroscopique (HOT) ont permis d'avoir des trajectoires beaucoup plus régulières et de disposer plus vite des forces aérodynamiques de portance pour les manœuvres de réalignement. Cependant, ces mesures pénalisent deux aspects importants des systèmes d'arme :

- La discrétion du départ et le "confort" du tireur.

- L'introduction du "pilotage en force" dans la troisième génération qui permet de disposer immédiatement de la compensation de la pesanteur et des forces de manœuvre latérales pour réaligner le missile, permet, au contraire, de quitter le poste de tir à faible vitesse, donc d'avoir une signature de départ faible, ce qui rend possible, en outre, le tir à partir d'un espace clos (casemate, par exemple) et ne perturbe pas le tireur. On a pu ainsi réaliser des trajectoires avec un écart métrique quasi constant, sur toute la portée de l'arme.

Pour l'adaptation de la télécommande automatique, il a fallu, dans le cas des montages sur hélicoptères, introduire dans la lunette gyrostabilisée, la "voie" localisation du missile par le goniomètre infrarouge. Ceci fut réalisé, par exemple, dans la lunette APX 397, vers 1967.

SS 11



SS 11

Vue écorchée du missile.

1 - Charge militaire.

2 - Fusée pyrotechnique;

3 - Etage de croisière.

4 - Etage accélération du propulseur.

5 - Bobine de fil de guidage (il y a 2 bobines semblables).

6 - Décodeur électrique des ordres de guidage.

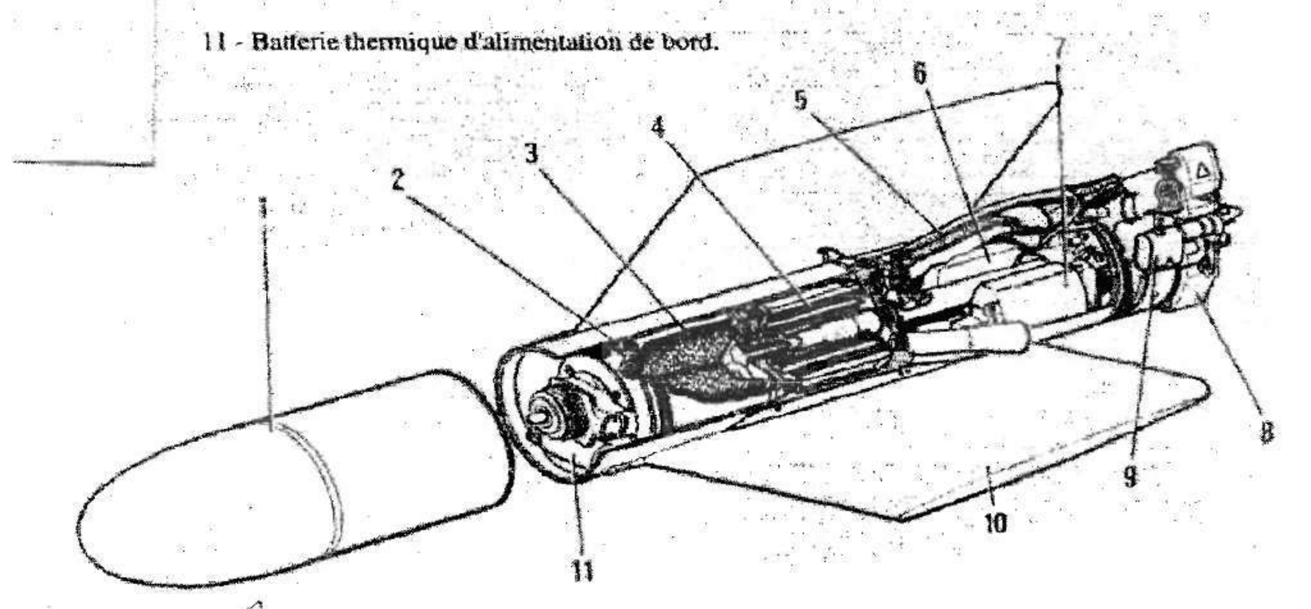
7 - Gyroscope de roulis.

8 - Boîte de raccordement à la rampe de lancement.

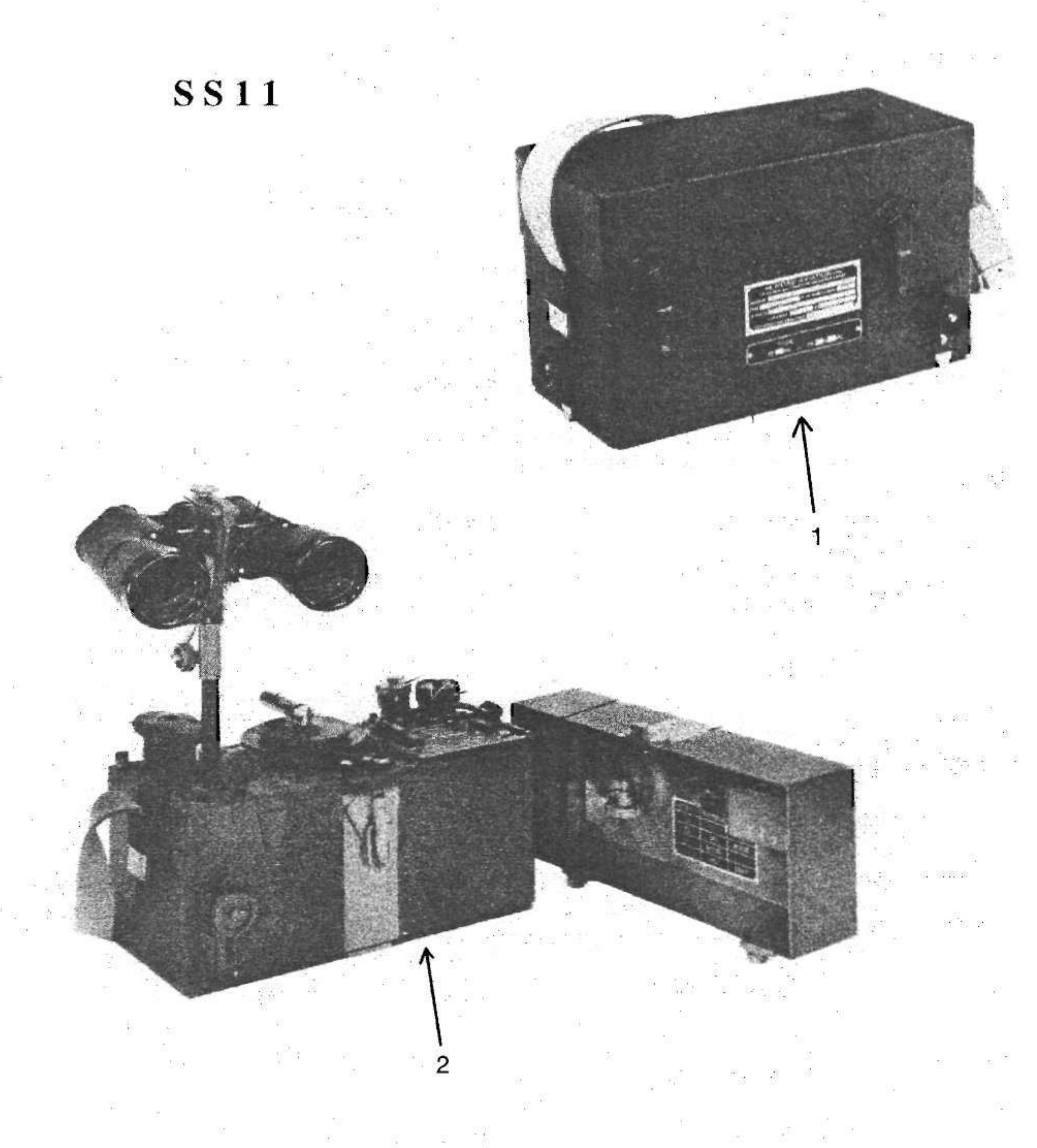
9 - Traceurs pyrotechniques.

10 - Ailes.

11 - Batterie thermique d'alimentation de bord.



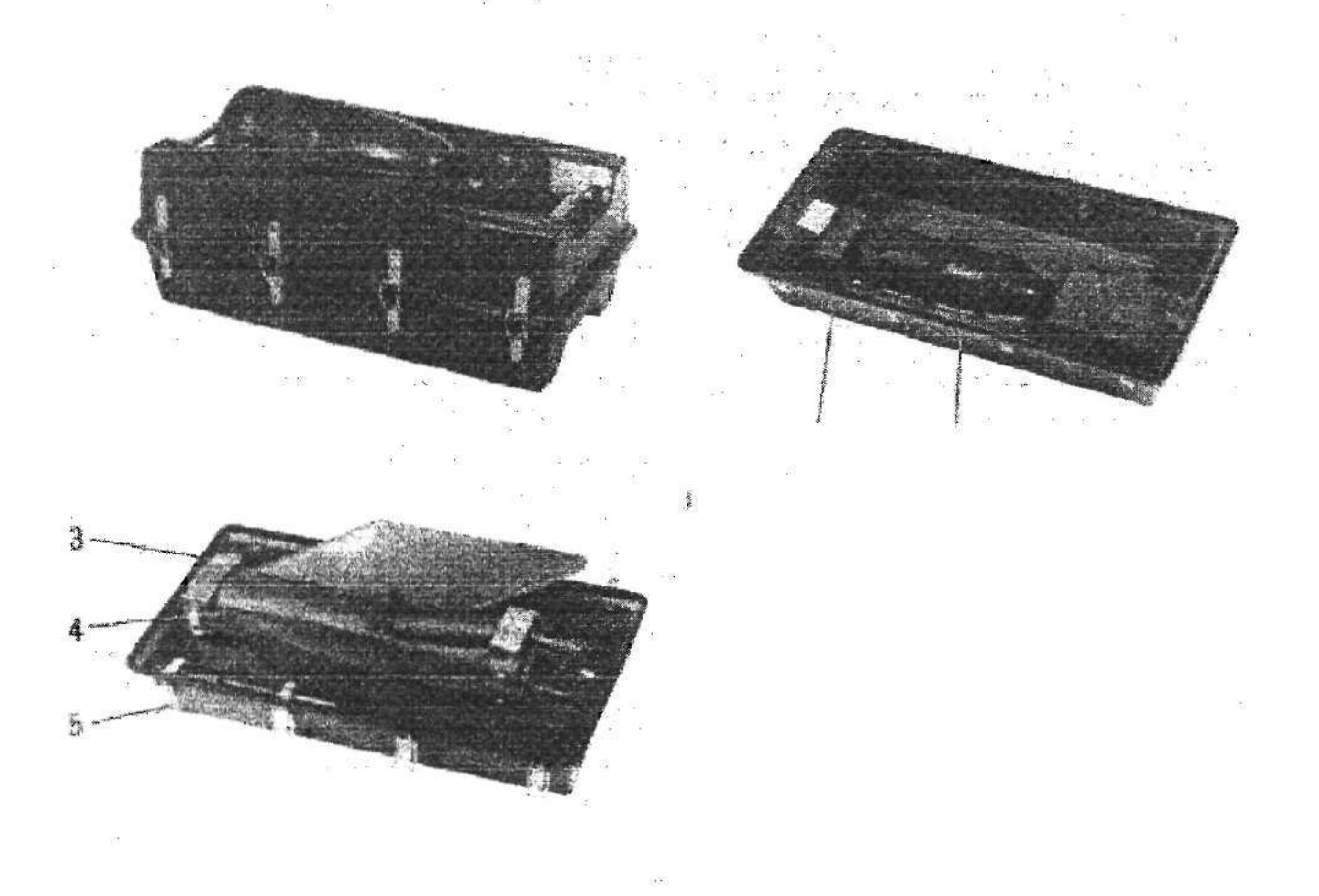
SS11



1 - Poste de tir en position de transport
2 - Poste de tir déployé

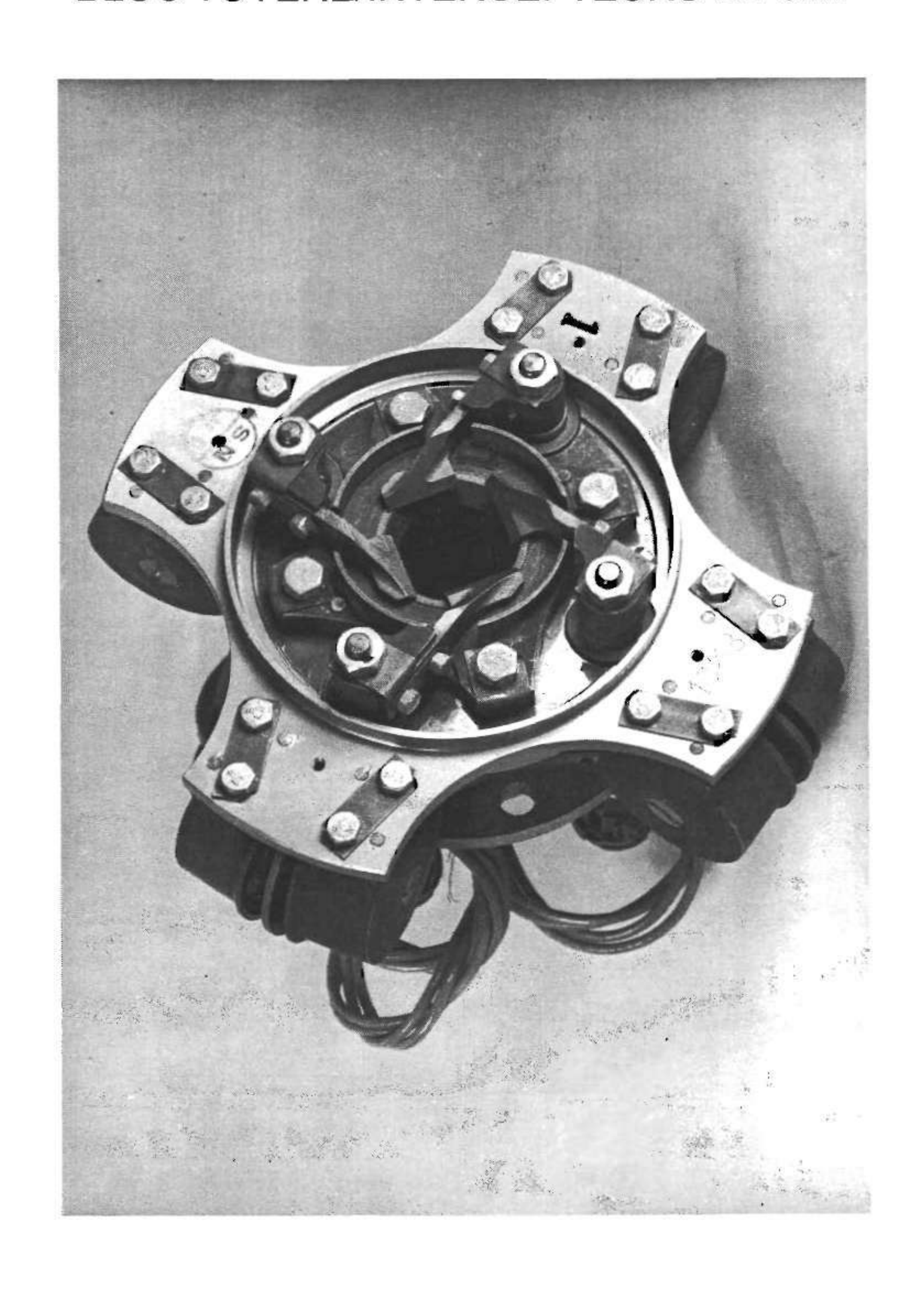
SS 11

Conteneur de stockage et de transport

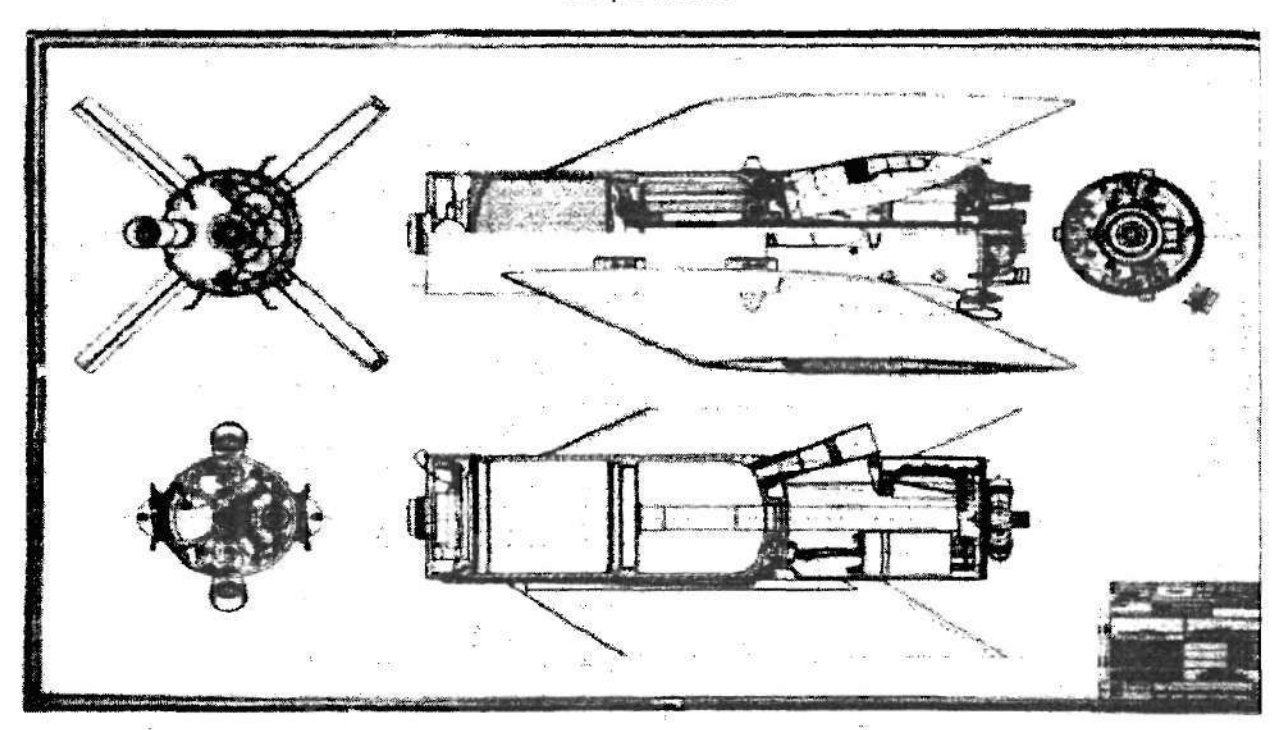


SSII

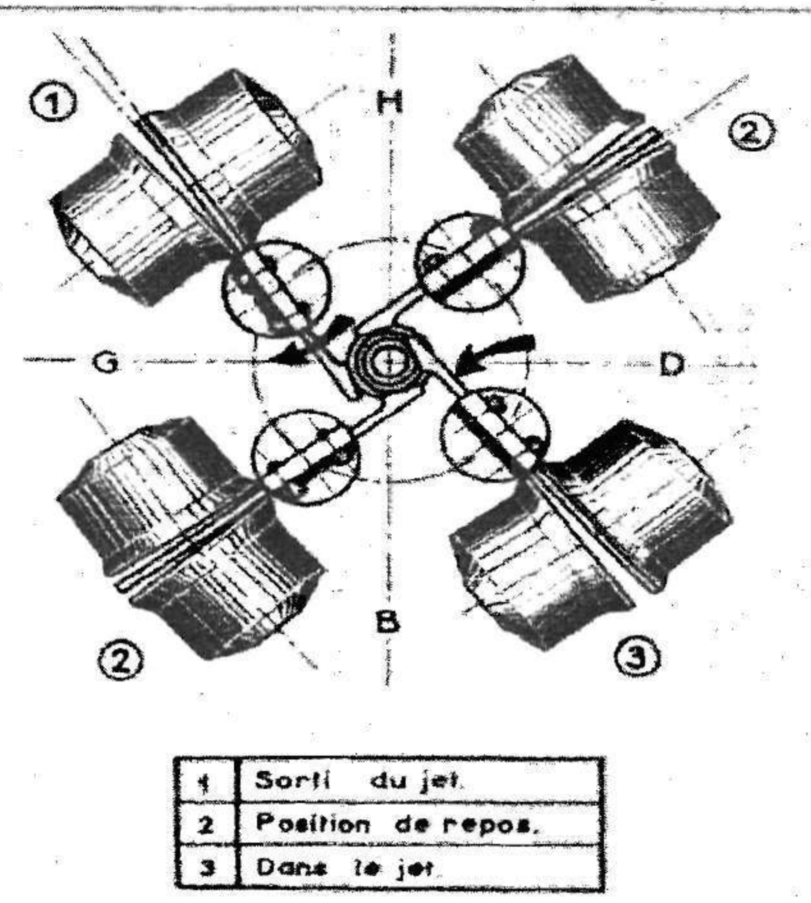
BLOC TUYÈRE/INTERCEPTEURS DE JET



SS11
Corps fuselé



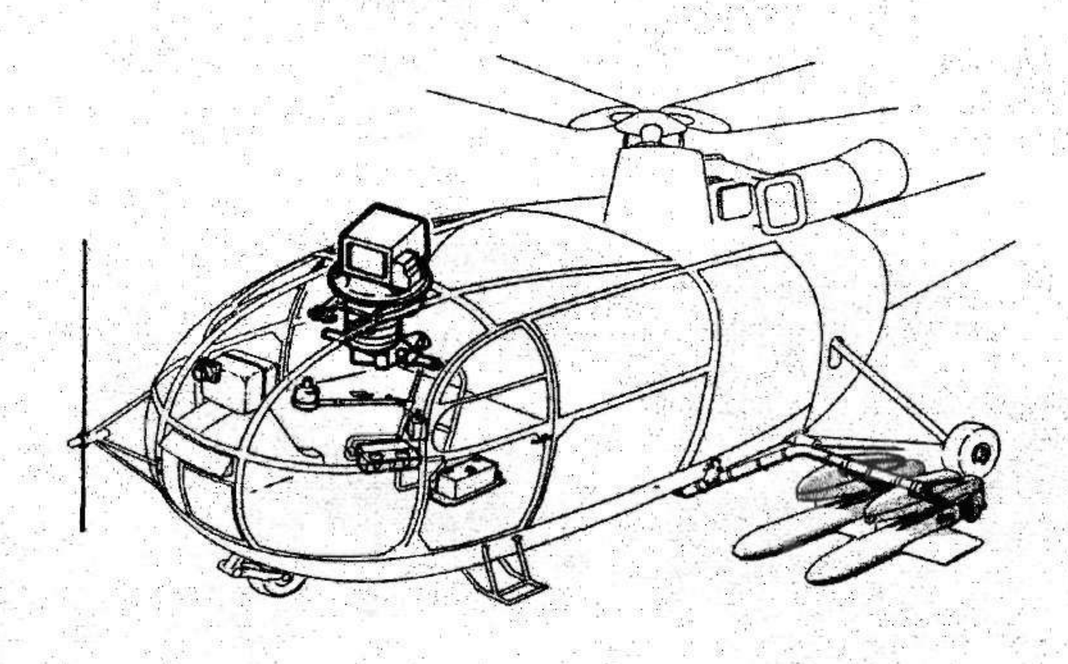
SS11
Schéma de commande des intercepteur de jet



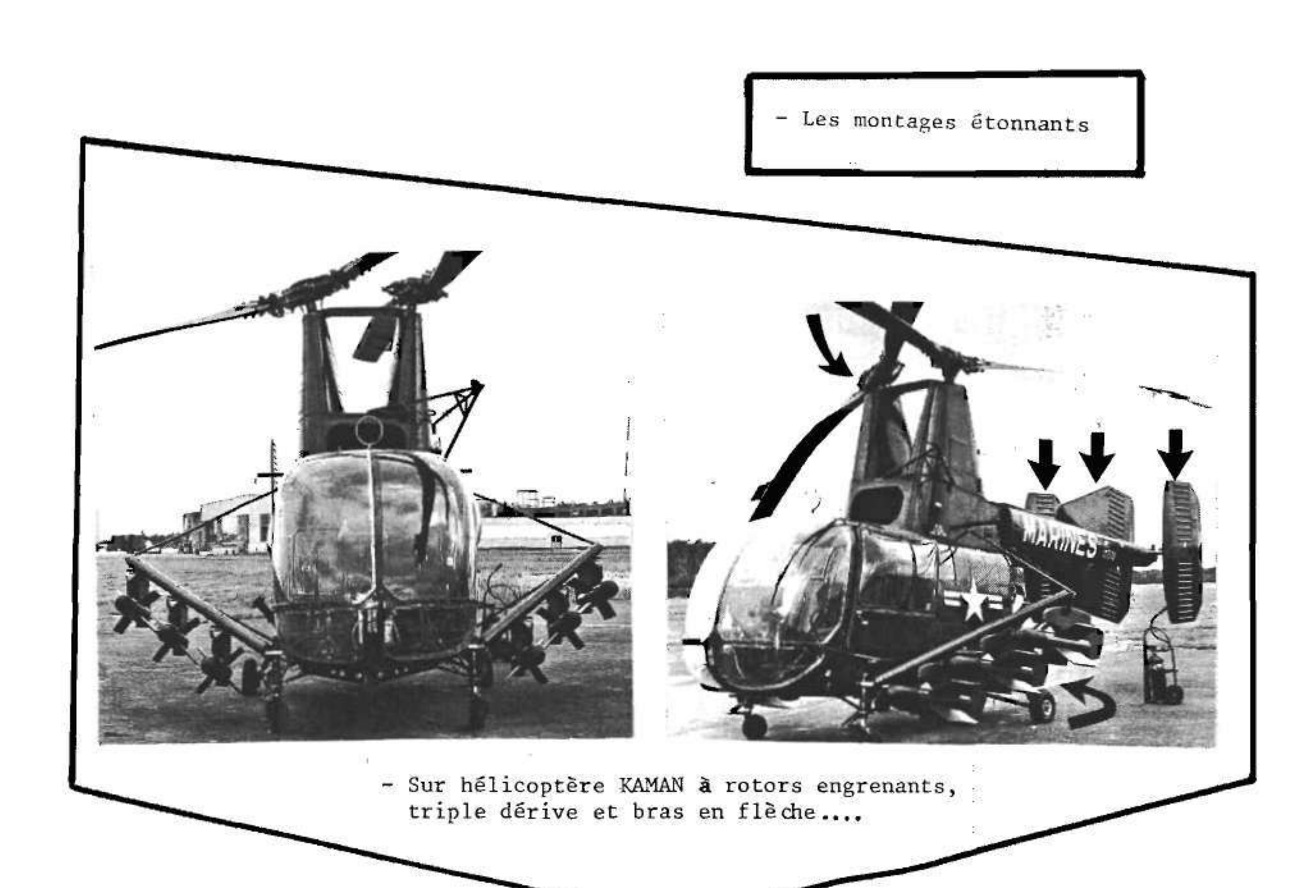
1	Sorti du jet.
2	Position de repos.
3	Dans le jet.

SS11

Schéma d'installation sur hélicoptère.



- Les montages étonnants



- Sur hélicoptère KAMAN à rotors engrenants, triple dérive et bras en flèche....

- Sur SIKORSKY S 34 avec une position à 45°. (pour tirer dans les coins.)

- Sur l'aile repliable du CORSAIR


20.S.12





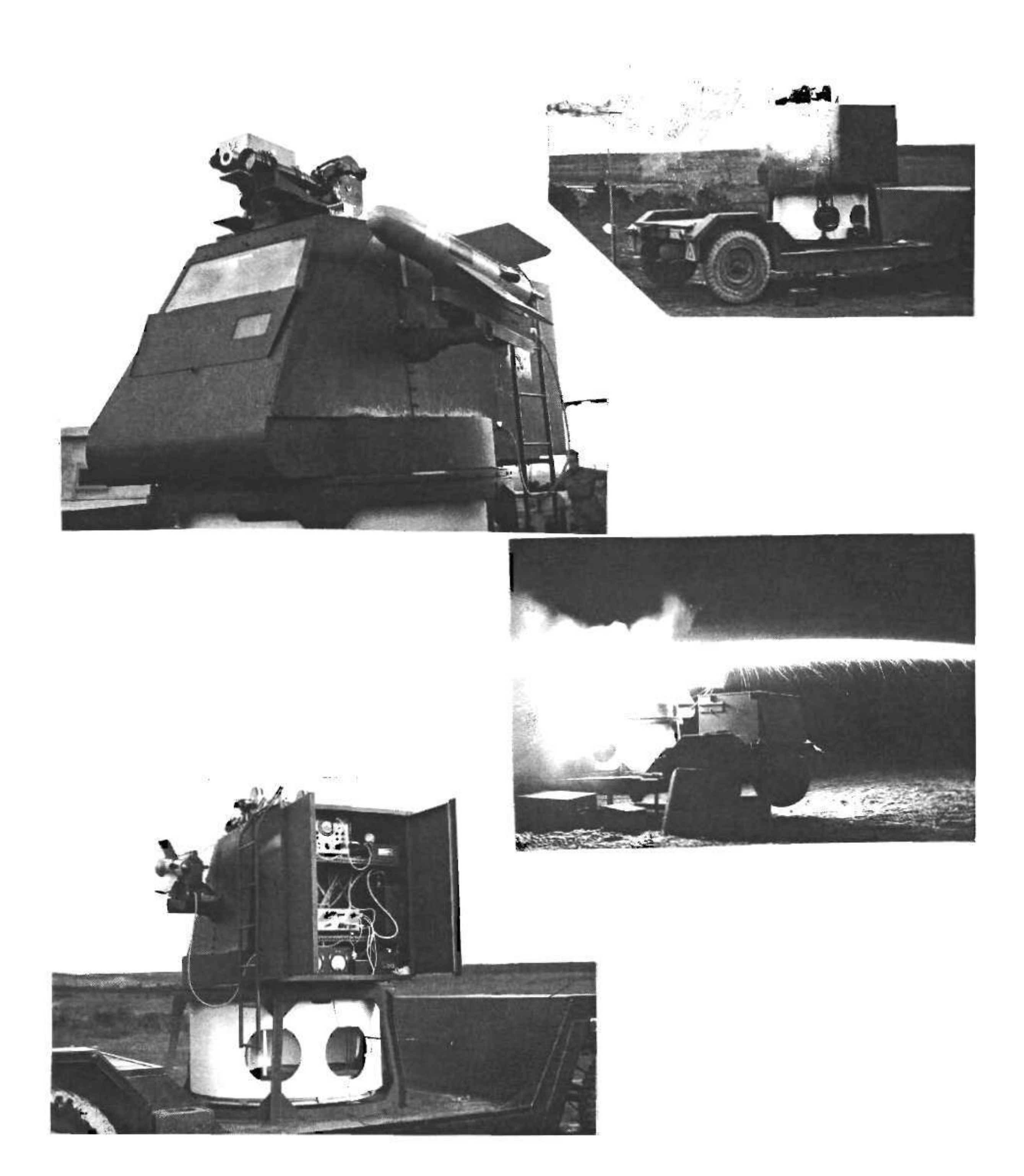




LES PREMIERS ESSAIS DE TELECOMMANDE AUTOMATIQUE EN 1960

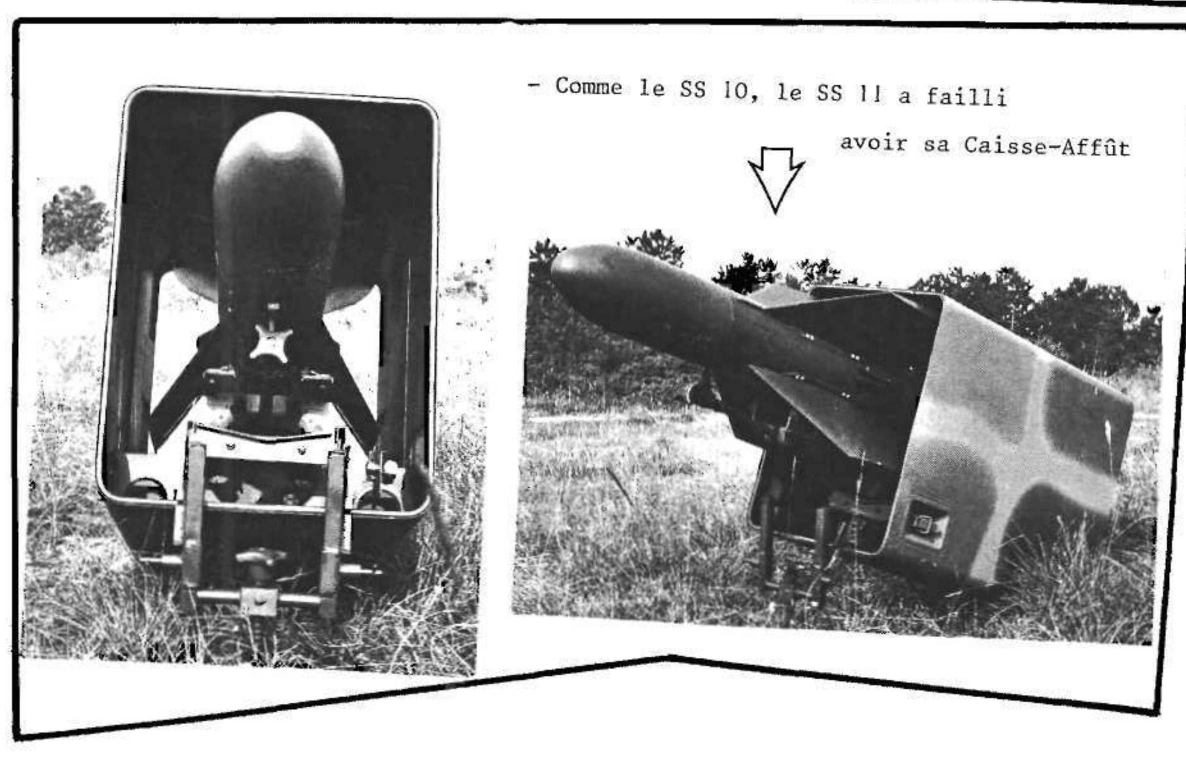
(AVEC LA REMORQUE TOURELLEE)

- On tirait de nuit pour que le gonio I.R. ne soit pas influencé par le soleil.....
- On modifiait les gains sur place à la demande ....



- Sur affût baroudeur :

une tige plantée dans le sol



- Comme le SS 10, le SS 11 a failli avoir sa Caisse-Affût



LES MISSILES SUR LE TOIT :

PREMIER EQUIPEMENT DE L'AMX 13

On reviendra au niveau du canon





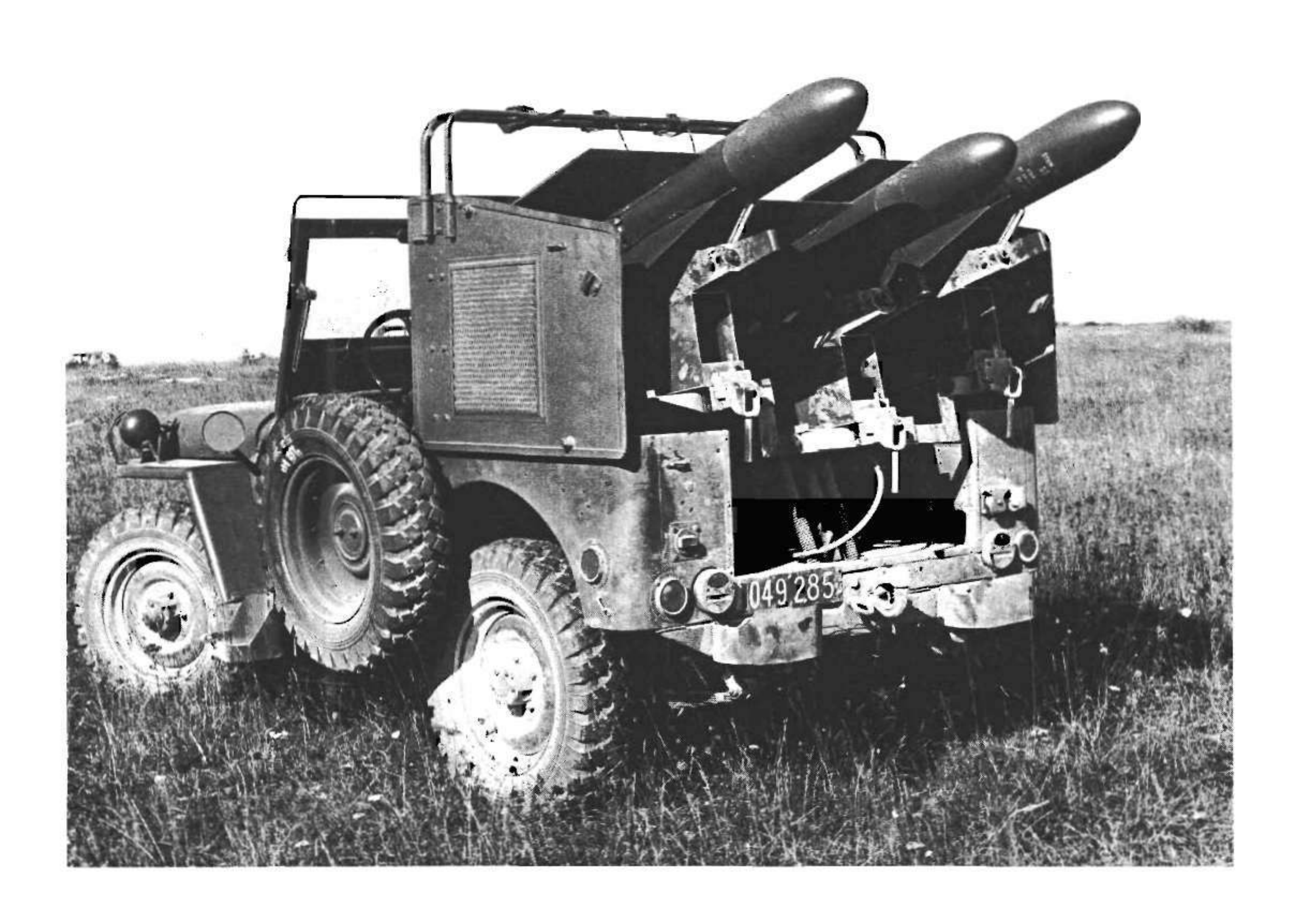
LE SS 11 D'UNE TOURELLE A L'AUTRE :

- TOURELLE NA 2
- TOURELLE TCA
- TOURELLE AMX 13



10 SS 11
SUR
UN 4 X4




049 285

2.3.4 : S S 12 - S S 12 M

2.3.4.I. Historique.

Vers 1955, les bons résultats obtenus en prototype et en série, par les missiles guidés pour l'Armée de Terre, notamment en France (SS 10, ENTAC, SS 11) ont amené les Etats Majors à envisager d'autres programmes plus puissants, à portées augmentées, à charges militaires diversifiées. Des commissions de militaires furent constituées pour définir un besoin opérationnel de nouveaux matériels de ce type - et ce, en coordination avec les spécialistes du NATO (à l'époque situé place Dauphine, à Paris). A remarquer tout de même, que les travaux de ces commissions militaires, impliquant de hauts responsables et de nombreux spécialistes des armées d'une quinzaine de pays, n'ont pas été faciles, et les délais de mise en accord des conclusions ont été considérables.

Finalement, un projet fut demandé à Nord-Aviation, en 1956, sur la base d'un missile téléguidé par fil :

De portée maximale	6 000 m	
De masse totale	76 kg	
		- charge creuse
De charge militaire	30 kg	- semi perforante
		- usage général
Durée de vol guidé	30 à 32 sec.	

Ce missile, d'une grande rusticité, devait pouvoir être tiré principalement de véhicules (terrestres, aériens et marins).

Suivant les phases et procédures en vigueur au NATO, l'exécution technique de ce programme fut pilotée, en France, par le STAe (Ingénieur en Chef Bastien Thiry). Il se déroula dans de très bonnes conditions techniques, financières, et dans les délais. A noter, sur le plan industriel, la demande du STAe à Nord-Aviation, d'avoir à sous-traiter une partie de son plan de charge, études et fabrications SS 12 à Sud-Aviation, à qui furent confiées la conception et la réalisation des voilures amovibles exigées par le programme militaire.

Les premiers essais en vol ont eu lieu en 1959.

Les utilisations s'orientèrent, très tôt, vers les porteurs aériens (avions lents, hélicoptères) et vers les navires (vedettes rapides).

A mentionner, une tentative d'utilisation genre "artillerie", préconisée par le Général Crépin, les postes de tir terrestres pouvant être placés en retrait de la ligne de contact, et un observateur avancé, comme dans l'artillerie classique, pouvant demander, grâce à une liaison téléphonique, l'envoi d'un missile qu'il devait alors prendre en charge, depuis sa position avancée, et piloter lui-même sur le but qu'il avait choisi. Ce système se révéla trop complexe et n'eut pas de suite.

Par contre, les utilisations aéroportées et marines ont eu un grand succès, notamment à l'exportation, en raison de la rusticité du système d'arme, de son efficacité, de la diversité des objectifs pouvant être traités et de son coût réduit. Il fut même nécessaire, vers le début des années 1980, de relancer les fabrications, pour pouvoir honorer de nouvelles commandes, et ce, malgré des difficultés d'approvisionnement de certains composants, dont la production, chez les sous-traitants, était devenue obsolète et avait été arrêtée. Par exemple, il fallut relancer la fabrication d'une tranche prévisionnelle importante de fuseaux dérouleurs, avant l'arrêt de l'atelier spécialisé, qui n'arrivait plus à s'approvisionner en éléments de base, et dont les cadences de fabrication n'étaient plus suffisantes.

Finalement, la décision d'arrêter, volontairement, les prises de commandes, a dû être annoncée vers 1980.

Environ 10 800 SS 12 / AS 12 ont été produits.

Principaux véhicules porteurs qui ont été équipés et pays utilisateurs :

France : avion Bréguet-Atlantic - Hélicoptère Alouette 3.

Grande-Bretagne : avion Nimrod - Hélicoptère Wasp-Wessex.

Libye : Vedettes Vosper.

Malaisie : Vedettes Vosper.

Brunei : Vedettes Vosper.

Tunisie : Vedette Franco-Belge.

Norvège : Affûts commando pour la défense côtière.

Iran : Hélicoptère Agusta-Bell.

Italie : Hélicoptère SH3D - Bell-Agusta 204.

Les principaux partenaires industriels ont été sensiblement les mêmes que pour SS 11.

2.3.4.2. Le système d'arme.

Il est de conception très similaire à celui de SS 11. Il utilise, à partir d'un poste de tir au sol ou sur véhicule terrestre, aérien ou marin, une munition autopropulsée par fusée à poudre, téléguidée par fils, munie de gouvernes de jet sur le propulseur de croisière, volant en auto rotation. Il est destiné à l'attaque de divers objectifs au sol (Blockhaus, position de mitrailleuses, rassemblement de véhicules, etc. ou de petites unités navales).

Il comprend :

2.3.4.2.1. La munition.

C'est un corps fuselé, de calibre 180 mm, présentant une partie avant renflée (calibre 210 mm), de longueur hors tout 1870 mm, muni de 4 ailes en croix d'envergure 650 mm.

Livrée et transportée en 2 conteneurs en matière plastique armée de fibres de verre :

- conteneur du véhicule (corps empenné et les 4 ailes à montage et démontage rapide).

Poids total : environ 100 Kg.

- conteneur de la charge militaire.

Poids total environ 60 Kg.

Une boîte de jonction fixée sur la face arrière du corps empenné assure les connexions avec le poste de tir : circuits de mise à feu, ligne de télécommande par l'intermédiaire des fils de guidage, qui relieront le poste de tir à la munition, pendant son vol.

La munition est fixée sur la rampe de lancement du poste de tir, par une suspension en 3 points.

La boîte de connexion est verrouillée sur la rampe, par un dispositif à enclenchement mécanique automatique, et reste sur la rampe pendant tout le vol de la munition.

La charge militaire se visse sur le corps empenné au moment de la mise en batterie.

Caractéristiques générales de la munition seule :

- Poids du missile assemblé, prêt au tir : 76 Kg.

- Poids de la charge militaire : 30 Kg.

Performances en utilisation sol-sol :

- Accélération au départ : environ 10 g

pendant : environ 1,8 sec.

- Vitesse de vol, croît de 175 m/sec en fin d'accélération

à 210 m/sec en fin de croisière.

- Portée maximum utilisable : 6 000 mètres.

- Facteur de charge possible : de 1,9 à 1,6 g.

La conception d'ensemble est identique à celle du SS 11 et en a repris les mêmes composants à l'échelle près pour :

- Les charges militaires et circuits d'armement.

- Le corps empenné qui comprend le propulseur, les ailes démontables et la partie arrière équipée des accessoires : pile thermique, décodeur de commande des intercepteurs de jet, gyroscope de roulis, fuseaux dérouleurs, traceurs pyrotechniques, bloc tuyère de croisière équipée de 4 intercepteurs de jet.

Charges militaires.

De masse totale environ 30Kg, livrée en container séparé.

Plusieurs types de charges militaires ont été réalisés et proposés, dont :

- ***Une charge creuse 170 AC*** perforant plus d'un mètre dans l'acier à blindage en incidence normale.

- ***Une charge semi-perforante*** à effet anti-personnel capable de pénétrer sous incidence 70°, une tôle d'acier doux de 10 mm.

Suffisamment sensible, néanmoins, pour fonctionner, après pénétration d'une tôle de 4 mm d'alliage AG3.

Dans tous les cas, l'explosion de la charge se produit à l'intérieur du compartiment protégé, produisant 4 500 éclats de 3 à 25 g.

La chaîne de mise à feu de ces charges comprend :

- ***Une fusée mécanique***, dont une partie est intégrée au fond avant de la chambre du propulseur de croisière. Elle est munie d'un percuteur à inertie, verrouillé par une sécurité fonctionnant par emprunt de gaz à partir du propulseur de croisière, emprunt initié avec un retard de 5 sec., pour assurer la sécurité "distances courtes". Ce verrou de sécurité est, lui-même, libéré auparavant, par le dégagement d'un doigt d'arrêt, situé sur le lance-missile, au moment du départ du missile.

- ***Une fusée pyrotechnique*** comportant un détonateur et son amorce. Une sécurité mécanique d'interruption de chaîne pyrotechnique, interposée entre les deux, est levée également par emprunt de gaz du propulseur.

Le corps empenné.

La structure essentielle en est le propulseur à 2 étages (accélération et croisière). C'est un ensemble de pièces de forme générale de révolution, en alliage AU4G forgé, présentant une chambre d'accélération, chargée de 7,2 kg de poudre Epictète tous temps, sous forme de blocs tubulaires, brûlant par toutes leurs surfaces et débitant par 2 tuyères latérales et une chambre de croisière, chargée d'un bloc de 7,7 kg de poudre Epictète tous temps, de

forme cylindrique et inhibé sur la surface latérale et sur le fond avant, pour brûler "en cigarette".

Ce propulseur, délivrant une poussée de 740 DaN pendant l'accélération, puis 40 DaN pendant la croisière, communique au missile, lancé d'un poste de tir au repos, un profil de vitesse de 0 à 175m/sec., en 1,8 seconde, puis de 175 à 210m/sec., pendant les 30 secondes suivantes. Comme dans SS 11, les 2 chambres sont séparées par un fond intermédiaire, également en AU4G, lequel porte 2 relais à clapet, pour la transmission de l'allumage, de l'accélération à la croisière, après un retard d'environ 1 seconde. La chambre croisière débite ensuite, par un long tube de liaison en acier protégé par un tube de durestos et qui traverse la chambre d'accélération et toute la partie arrière pour s'introduire dans le bloc d'ensemble, tuyère de croisière formant support des 4 systèmes de leviers intercepteurs et de 8 bobines électro-aimant de commande.

La partie centrale du propulseur, entre accélération et croisière, porte 4 axes coniques, en acier, formant une croix, qui servent de nervures principales, et qui permettent la fixation rapide des 4 voilures, lesquelles sont en structure "nid d'abeille", taillées au profil retenu, avec revêtements en tôle d'aluminium collée sur le nid d'abeille. Cette technique était d'origine Sud-Aviation.

Le gyroscope de roulis à poudre est identique à celui des SS 10 - SS 11.

Les 2 fuseaux dérouleurs utilisent le fil d'acier émaillé, voisin de celui adopté pour SS 11, mais cette fois d'une longueur de 6 km ce qui, naturellement, a demandé de sérieuses mises au point, en raison de la durée du vol de 30 secondes et des vitesses de vol sensiblement plus élevées (210 m/sec en fin de croisière).

A noter que l'intérêt, manifesté très tôt par les marines françaises et étrangères, pour l'utilisation, soit à partir de vedettes, soit à partir d'hélicoptères, de ce missile pour l'attaque de petits bâtiments de surface, c'est-à-dire devant voler au ras de l'eau, a fait apparaître pour la liaison filaire, un problème important.

On savait déjà, par l'expérience des SS 10 - SS 11, qu'au cours du déroulement des bobines de fil émaillé, des blessures locales de l'émail se produisaient forcément. Dans le cas des missiles "terrestres", on n'avait pratiquement jamais constaté de court-circuit dans la ligne électrique de transmission. Par contre, il est bien évident que, si les 2 fils de cette ligne trempent dans l'eau de mer, le court-circuit est inévitable. Il a donc fallu, très rapidement, mettre au point une bobine bifilaire, entièrement nouvelle, capable de rester fiable, même en immersion dans la mer. Cela a conduit à réaliser un "câble" électrique utilisant, cette fois, 2 conducteurs de fil de cuivre émaillé et dont la résistance mécanique est assurée par des fibres en matière plastique, l'ensemble étant guipé par un enroulement de fil de soie, formant une gaine de protection.

Abandonnant le concept des 2 bobines fuseaux dérouleurs séparés, ce câble a pu être lové sur la partie arrière du missile. Cette bobine, de fort diamètre, est logée dans un capotage de forme spéciale, pour permettre le déroulement (voir déroulements des fils de guidage). Aux vitesses de vol de ce "SS 12 Marin" (SS 12 M), la mise au point de cette solution, qui préfigurait déjà la 2ème génération (MILAN - HOT), a pu être menée assez rapidement.

La pile thermique a été dimensionnée pour tenir les performances nécessaires en puissance et en durée.

Les 2 traceurs sont extrapolés de ceux du SS 11.

La boîte de connexion solidaire du corps empenné à la rampe de lancement, permet les liaisons avec le poste de tir (mises à feu, transmission des ordres par le fil de guidage) selon le même principe que pour SS 11.

Remarque :

Pour la sécurité en général, et plus particulièrement pour la sécurité "champ de tir", il était important, vu les portées considérables de ce missile, de prévoir la possibilité de limiter les trajectoires aberrantes pouvant résulter, par exemple, d'une panne électronique de la chaîne de guidage. Pour cela, le décodeur est défini pour qu'en cas d'arrêt des signaux en provenance de la télécommande au poste de tir, le missile reçoive, immédiatement, un ordre "Bas-droite" maximum. Un "couperet" mécanique, disposé sur la rampe de lancement, et à la disposition du tireur, permet de trancher les fils de guidage, pour provoquer cet ordre, qui fait chuter le missile au plus vite.

2.3.4.2.2. Le poste de tir :

Il se compose d'éléments similaires à ceux du SS 11 avec, néanmoins, les remarques suivantes :

SS 12 ayant été finalement installé essentiellement sur véhicules, les éléments constitutifs du poste de tir :

- boîte de sélection
- boîte d'alimentation
- manche de pilotage
- lunette grossissante

ont été intégrés dans les véhicules concernés, suivant les possibilités propres à chacun de ces véhicules.

A noter quand même que vu les grandes portées, et vu les longues durées des vols croisière à portée maxi, les véhicules aériens ont dû, le plus souvent, être équipés d'un changeur de coordonnées dans l'avion, c'est-à-dire au départ des ordres élaborés, puisque le pilote manuel du missile "travaille" dans son propre référentiel (celui de l'appareil) et que le missile a la "mémoire" du référentiel au moment du déverrouillage de son gyroscope de roulis.

De même, en cas de trajectoire présentant un changement de cap important du missile au cours de son vol croisière, une distorsion importante de la distribution des ordres par le gyroscope interne au missile, qui pouvait rendre le pilotage plus délicat en fin de vol, du fait, en particulier, de la composante devant compenser la pesanteur.

2.3.4.2.3. Les lance-missiles.

SS 12 a gardé les mêmes systèmes de guidage de "longueur nulle", le missile étant, cette fois, suspendu en 3 points sur les bâtis servant de rampe de lancement, avec les systèmes de largage pyrotechnique des fils en fin de vol, et les dispositifs de largage détresse de l'ensemble lance-missile et munition sur les véhicules aériens.

2.3.4.2.4. Les matériels de contrôle.

Ils sont directement dérivés de ceux du SS 11.

2.3.4.2.5. Les matériels d'entraînement.

Ils sont également du même type que ceux utilisés pour SS 11 à pilotage manuel.

Caractéristiques générales de la munition.

Devis de masse :

- Charge militaire semi perforante	≈ 28,3 kg.
- Fusée charge militaire	≈ 1,2 kg.

- Conteneur pour charge militaire	21,5 kg.
- Corps empenné chargé	47 kg.
- Partie arrière - module de guidage	10 kg.
- Conteneur pour véhicule sans la tête	52 kg.
- Masse totale de la munition emballée dans ses conteneurs	≈ 160 kg.

Performances en utilisation au sol-sol :

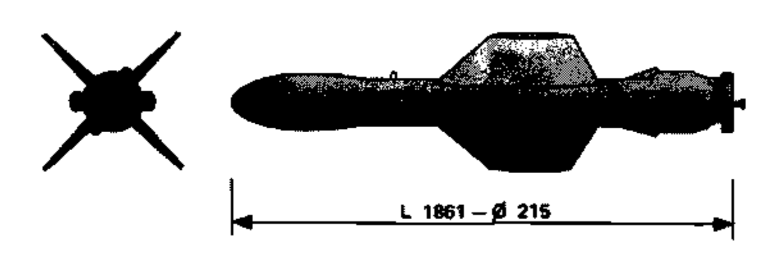
- Vitesse de vol	0 à 175 m/s	en 1,8 sec.
	175 à 210 m/s	en 30 sec.
- Portée maximale	6 000 m.	
- Facteur de charge	de 1,9 à 1,6 g.	

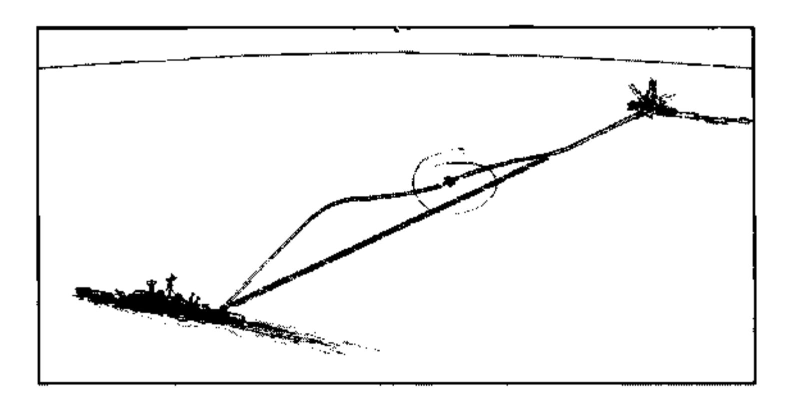
SS12 M (1965)

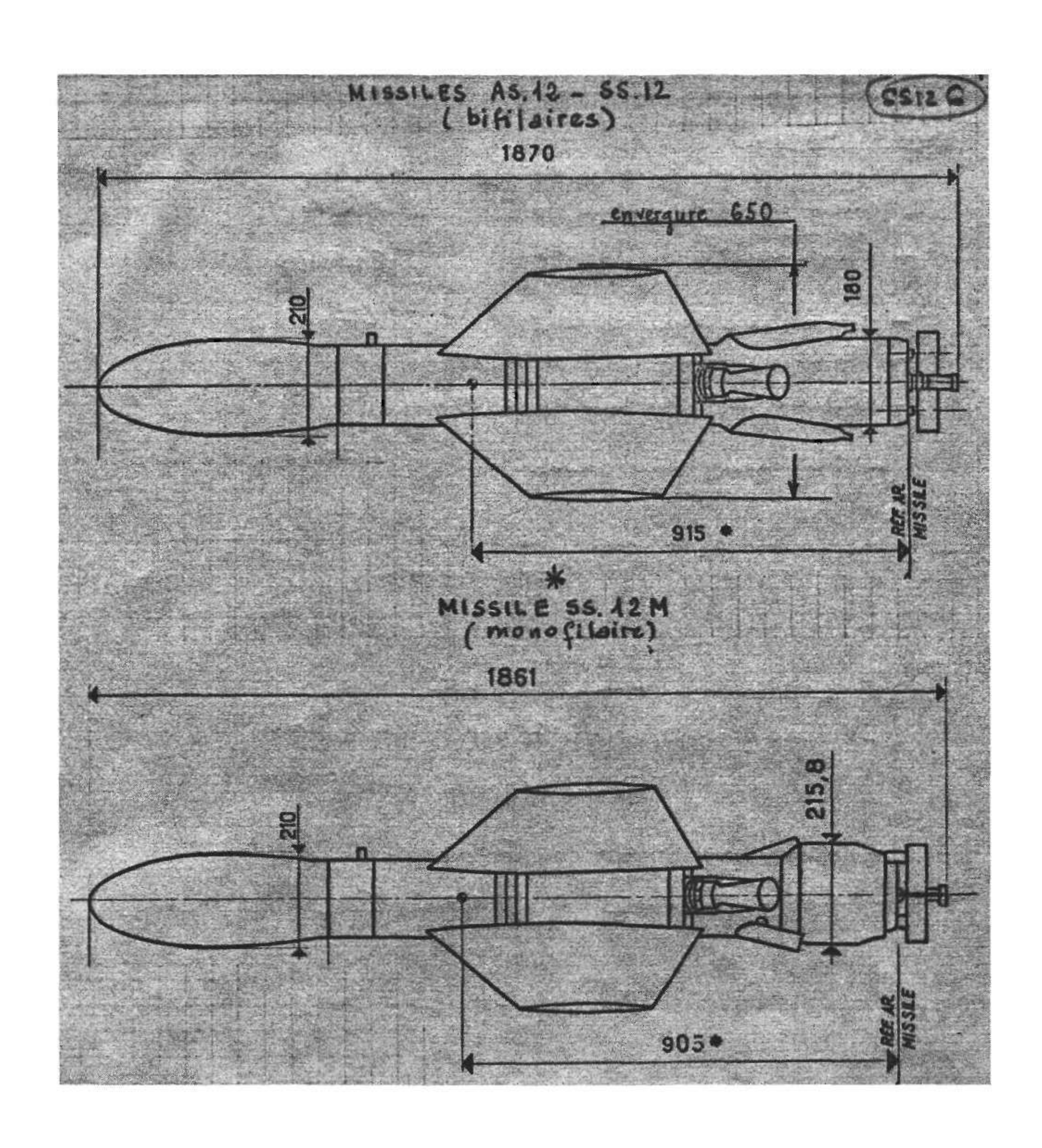
CARACTERISTIQUES

Masse	75 kg.
γ	10 g.
Vitesse	160 à 220 m/s.
Portée	6000 m.
n	1,8 g.
Temps de vol	30 s.

Propulsion 2 étages à poudre
Charge explosive (30 kg)
Guidage par télécommande
1 fil (2 conducteurs)
Pilotage 4 intercepteurs de jet
Vol en autorotation (2,5 t/s)






MISSILES AS.12 - SS.12
(bifilaires)
SS12 Q
1870
envergure 650
180
210
915 *
RÉF. AR. MISSILE
*
MISSILE SS.12 M
(monofilaire)
1861
215,8
210
905*
RÉF. AR. MISSILE

BIEN AVANT L'EXOCET, DES MISSILES SUR LES BATIMENTS DE LA MARINE :

PORTEE : 3 à 6 Km !

1 - Lance-missiles

2 - Affût de lancement

3 - Missile SS 12 M

4 - Missile SS 11

5 - Viseur gyrostabilisé (tourelle SFD).



Chapitre 2.4
MISSILES DE DEUXIÈME GÉNÉRATION

2.4.1 MILAN

2.4.1.1. Historique.

2.4.1.1.1. Préliminaires

Au cours de l'été 1961, eurent lieu les premiers échanges de vue entre l'EMAT (Etat Major de l'Armée de Terre Français), la DEFA et Nord-Aviation, sur le besoin de préparer une seconde génération de missiles antichars, alors que le SS 11 et l'ENTAC étaient en pleine production de série.

Fin 1961, Nord-Aviation établit ses premiers avant-projets qui reprenaient, bien sûr, les acquis antérieurs SS 10, SS 11, télécommande automatique infrarouge, mais aussi toute une série d'innovations technologiques telles que : structures en matières plastiques armées d'enroulements filamentaires, piles thermiques, nouvelles poudres propulsives, progrès dans la technique des charges creuses, pilotage mono gouverne de jet, etc.

En outre, l'expérience acquise avec les matériels en service, notamment au combat, avait montré des orientations très souhaitées (voire exigées) par les militaires telles que :

1. Le concept du "coup complet" instantanément prêt au tir, sans avoir de têtes militaires à fixer, de câbles à brancher, de vérifications à effectue, etc., pouvant subir les conditions les plus sévères, susceptibles d'être rencontrées en campagne, avec une probabilité de bon fonctionnement très voisine de 1.

2. Des conditions de prise en charge automatique, par le système de guidage infrarouge (qui avait fait la preuve de son intérêt sur SS 11), très améliorées pour augmenter notablement le domaine d'engagement possible avec une probabilité élevée du coup au but dès le premier tir, dans la plus grande partie du domaine de tir.

3. Le tir de nuit avec, bientôt, la possibilité d'observation discrète de nuit, ou par mauvaise visibilité, à grande distance par le poste de tir.

4. L'encombrement et le poids réduits, pour faciliter l'emploi par l'infanterie.

5. Des performances très améliorées des charges creuses, malgré les progrès des blindages (définition d'une cible triple "char lourd", par la DTAT).

Ces spécifications sont détaillées dans le document reproduit en annexe du § 2.4.1.

Plusieurs avant-projets Nord-Aviation de cet "engin antichar léger à fil" SS 9 proposaient donc, pour concilier ces concepts nouveaux, de présenter l'engin complet, dans un tube conteneur de dimensions et de poids raisonnables, pour pouvoir être manipulé aisément par un fantassin, ce tube devant être utilisé, après son rôle protecteur, aux stockage et manipulation, pour fournir un guidage initial à l'engin, par effet booster, et améliorer ainsi les conditions de prise en charge automatique, par une sortie du tube à vitesse aussi élevée que possible. Les simulations et les calculs avaient bien montré que le vol aux courtes distances était d'autant plus régulier que la vitesse initiale en sortie du tube était plus grande.

De nombreuses réunions avec l'I.G. Tayeau, chef du service "Recherches et armes nouvelles" de la DEFA , et l'I.C. Bigeon, aboutirent à la rédaction d'éléments de spécifications militaires souhaitées pour cette "arme légère antichar à fils", et envoyées par la DEFA à Nord-Aviation par lettre du 6 avril 1962, avec demande de propositions techniques et financières précises, propositions à établir à partir des avant-projets "Nord-Aviation" de

novembre 1961 et mars 1962. Cela après de nombreux échanges de lettres en 1961. Le Chef d'Etat-Major, le Général Le Pulloch, les Généraux Faugères et Crépin, ainsi que le Colonel Gien du bureau ARMET, étaient vivement intéressés par ce programme, révolutionnaire pour l'époque.

Ci-après, quelques planches extraites du rapport 528/DE décrivent un de ces avant-projets : performances - coupe du missile - coupe de la munition dans son emballage.

Dans ce projet, un premier propulseur d'accélération largable éjectait le missile du tube à Vo = 40 m/s , à l'aide d'une masse de propergol d'environ 0,15 Kg.

Un étage d'accélération du propulseur du missile portait cette vitesse à 130 m/s. Pendant le vol de croisière, le missile atteignait une vitesse de 160 m/s à la distance de 2 000 m.

Cet avant-projet n'a pas été retenu, essentiellement pour les raisons suivantes :

1. La simulation et les calculs de prise en charge du missile par la T.C.A. ont fait ressortir des difficultés aux courtes distances, à cause de la vitesse initiale Vo de 40 m/s trop faible. Une vitesse initiale Vo de 80 m/s à 110 m/s donnait par contre de meilleures performances.

2. Le propulseur largable risquait de blesser le fil et de diminuer la probabilité de bon fonctionnement du système d'arme.

3. Nous avions des craintes concernant les perturbations mécaniques causées à la visée par le départ du missile (frottement entre tube et missile, effet du jet sur le tube).

4. L'encombrement important du poste de tir, dû à la présence du tube de lancement pouvait gêner le tireur après le départ du coup, alors qu'il doit procéder à une visée très précise.

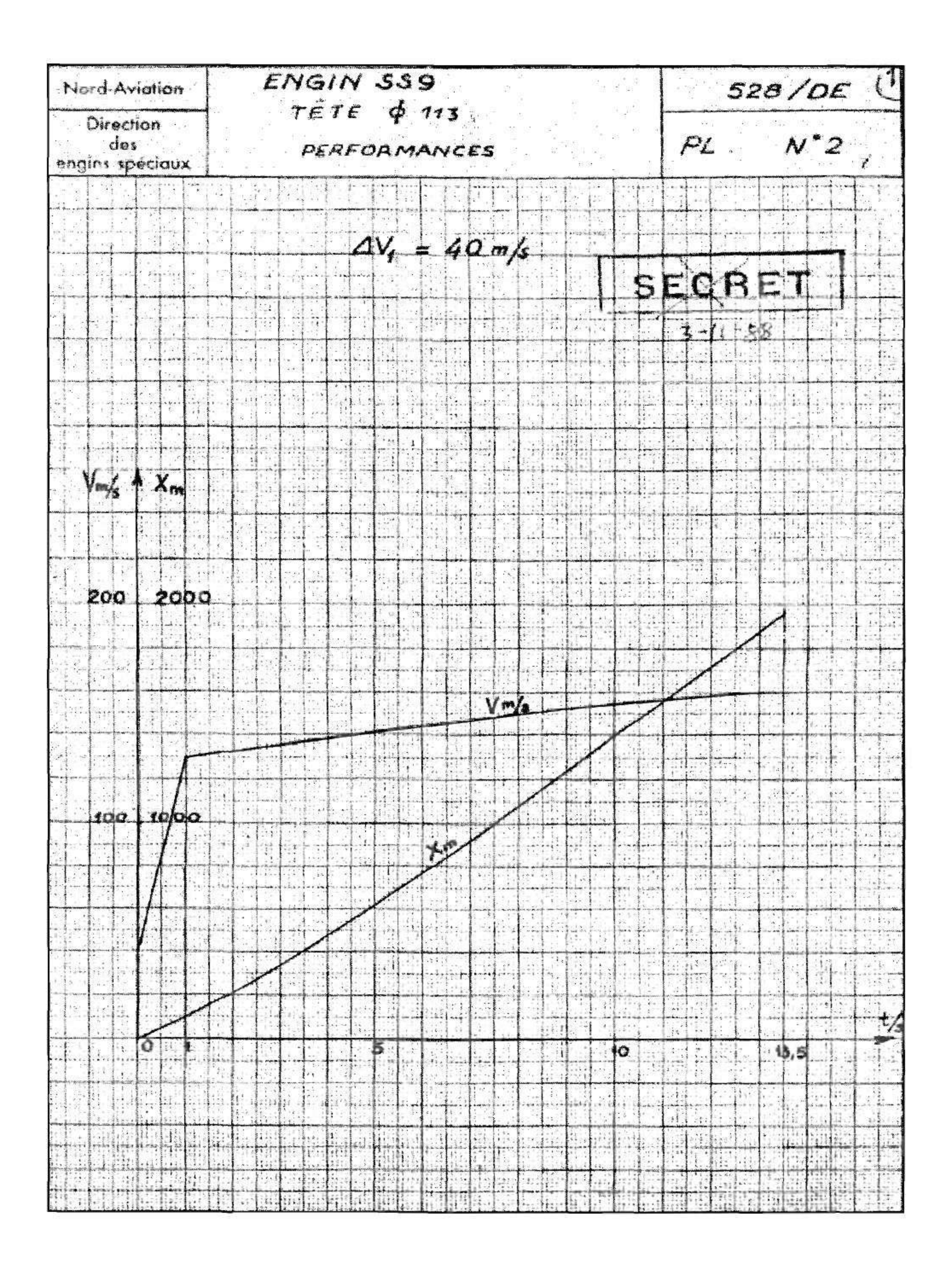
Nous avons alors repris une idée déjà ancienne, consistant à projeter vers l'arrière tout, ou partie, du tube, la quantité de mouvement du tube compensant une partie de la quantité de mouvement vers l'avant du projectile.

La description plus précise du matériel finalement retenu, et mis au point, est donnée au chapitre 2.4.1.2.2. Il faut en retenir ici que l'on peut, de ce fait, réduire la masse de propergol bruyante à 0,150 Kg, ne pas projeter de masses vers l'avant, en dehors du missile lui-même, diminuer, autant que possible, les réactions entre tube et poste de tir, rendre le départ plus discret, entre autres. L'expérience a confirmé ces prévisions et le succès commercial du MILAN (plus de 210 000 missiles avaient été vendus au 31 mars 1987) est dû, en partie, à ce système de lancement original.

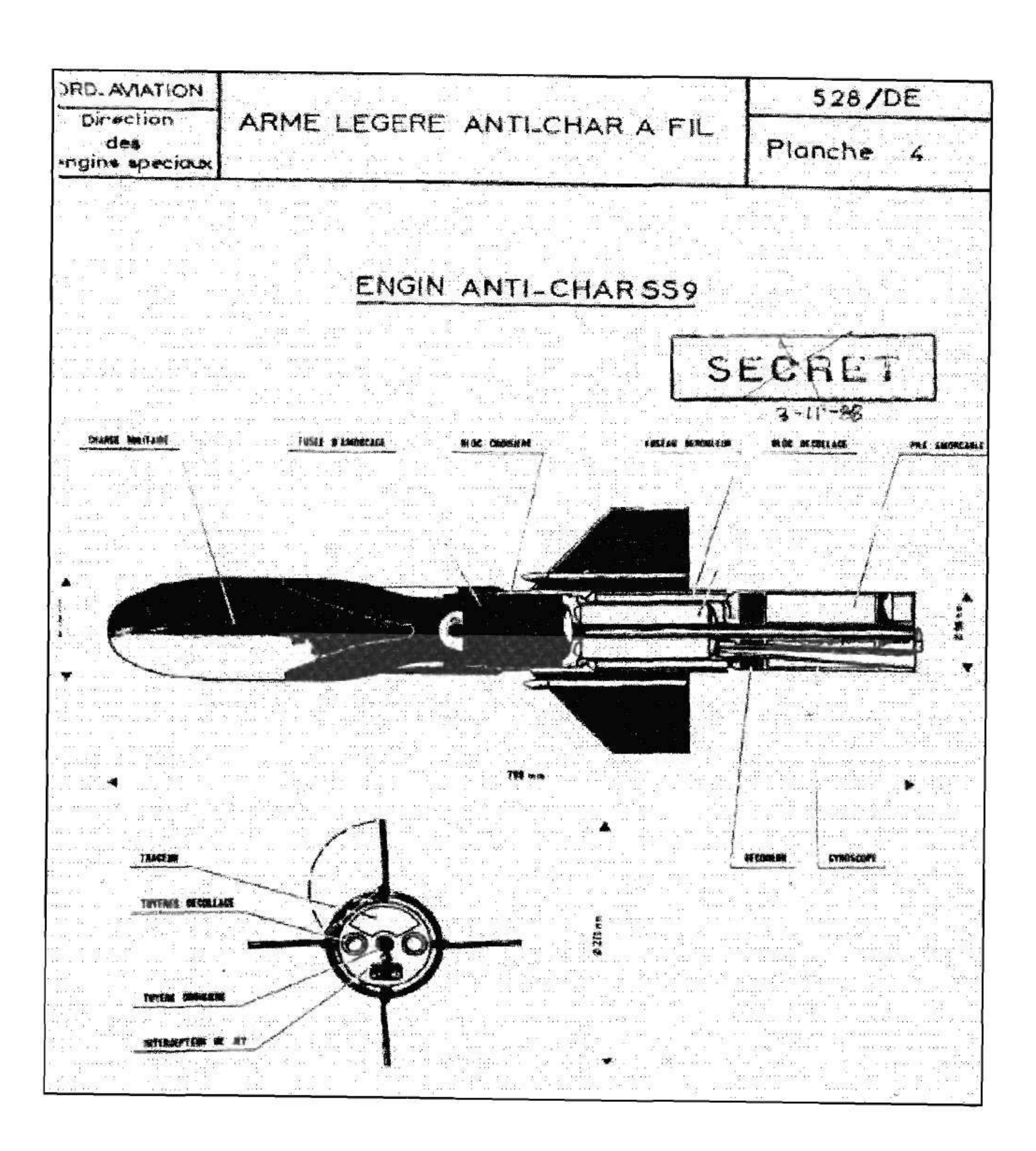


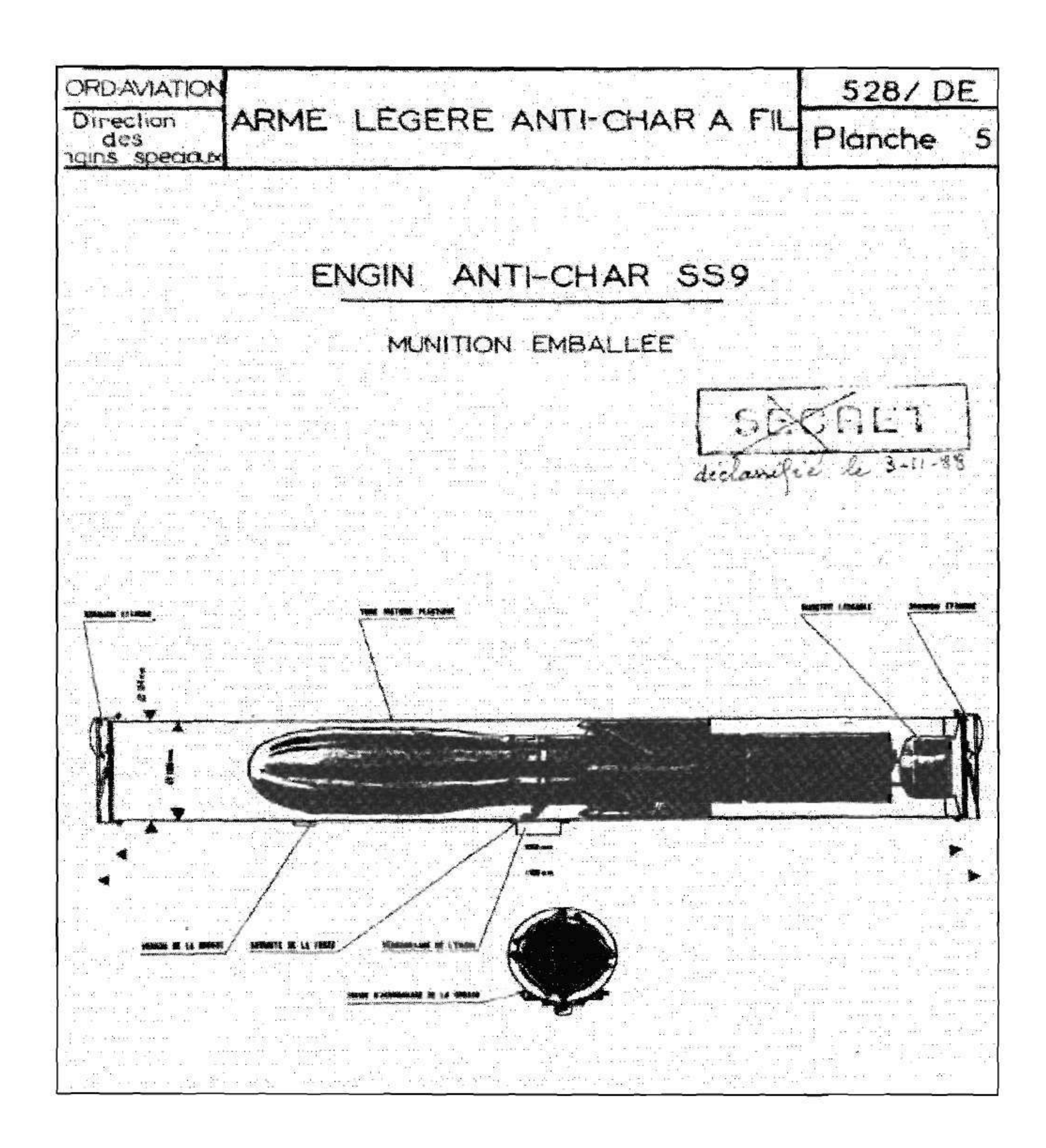


Tireur à genoux. / Tireur couché.



Nord-Aviation
Direction des engins spéciaux
ENGIN SS9
TÊTE ϕ 113
PERFORMANCES
528/DE
PL N°2
ΔV1 = 40 m/s
SECRET
3-11-58
Vm/s
Xm
200
2000
100
1000
Vm/s
Xm
0
1
5
10
13,5
t/s


RD. AVIATION
Direction
des
ngins speciaux
ARME LEGERE ANTI-CHAR A FIL
528/DE
Planche 4
ENGIN ANTI-CHAR SS9
SECRET
3-11-88


ORD.AVIATION
Direction des engins speciaux
ARME LEGERE ANTI-CHAR A FIL
528/ DE
Planche 5
ENGIN ANTI-CHAR SS9
MUNITION EMBALLEE
SECRET
déclassifié le 3-11-88

2.4.1.1.2. Le contexte bilatéral franco-allemand.

Par ailleurs, des contacts franco-allemands avaient eu lieu, entre les autorités officielles et entre les industriels. L'idée d'un accord industriel entre Nord-Aviation et la Société allemande Bölkow, qui réalisait l'engin antichar "COBRA" (voisin de l'ENTAC), avait, pour elle, les arguments suivants :

Les concurrences des études américaines (Shillelag, puis Tow et Maw), britanniques (Swingfire) et suédoises (Bantam) étaient très vives.

Les tendances d'état major allemand étaient plus proches de celles de l'Armée Française que celles de ces autres pays.

Aussi, dès avril 1962, un projet d'accord Nord-Bölkow a-t-il été soumis aux deux gouvernements. Bölkow avait alors en étude, en vue de succéder au COBRA, un système "222" à guidage manuel, départ en "sauterelle", et d'une portée de 2 500 m.

En juillet 1962, ces accords généraux Nord-Bölkow et les accords particuliers relatifs aux antichars ont été approuvés et les Services Officiels français et allemands ont eu des entretiens en vue d'établir des fiches techniques et opérationnelles communes.

En janvier 1963, les études nationales SS 9 et 222 ont été arrêtées et les industriels ont été invités à présenter, en coopération, un programme commun, qui fut appelé système d'arme "MILAN" (Missile léger antichar Nato).

En mars 63, l'accord intergouvernemental "MILAN" a été signé.

Le premier contrat a été passé, dans ce contexte, par la DEFA, devenue DTAT (Direction Technique des Armements Terrestres) avec Nord-Aviation, mais avec obligation de respecter l'égalité entre les deux pays, en ce qui concernait les dépenses et en ce qui concernait la direction des études et les choix techniques.

Un gros effort de bonnes volontés pour une mise en confiance des équipes et d'échange de know-how a été nécessaire. Il a fallu organiser des "séminaires", alternativement en France et en Allemagne, où les divers spécialistes : propulsion, aérodynamique, mécanique du vol, structure, électronique, essais, etc. se réunissaient pour confronter leurs points de vue et jeter les bases du projet "MILAN".

Fin 1962-début 1963, le "tandem" industriel vécut une période critique, chacun s'arc-boutant sur ses projets antérieurs.

Le projet commun, finalement très proche du SS 9, avec des concessions non négligeables pour l'adoption de sous-ensembles inspirés du 222 (gyroscope à poudre miniature, par exemple) l'emporta et il faut reconnaître que l'ensemble des équipes "oublia" les rancœurs de la phase de confrontation, pour se consacrer à fond à l'aboutissement du projet finalement retenu.

2.4.1.1.3. Le déroulement du programme.

L'étude et le développement, dont le financement a été effectué pour moitié par la France et pour moitié par l'Allemagne, se sont déroulés pendant la phase prototype, suivant le principe d'une co-maîtrise d'œuvre "Nord-Aviation - MBB", se fondant sur un accord inter-société d'association de travail. Au niveau étatique, la direction du programme fut assurée par un "Comité Directeur" franco - allemand (voir "Relations Internationales"), qui décidait des orientations et étapes à donner au programme, sur la base des propositions des industriels. Ce Comité se réunissait tous les trois mois, alternativement en France et en Allemagne.

Les industriels avaient mis en place un "Comité de Coordination" pour établir ces propositions , et assurer, dans les sociétés impliquées, la répartition des travaux et leur coordination. Ce Comité, dont la délégation Nord-Aviation fut dirigée par J.Guillot et la délégation MBB par P.Nauschutz, les chefs de programme MILAN étant respectivement MM. Colette et Zeyer (puis Stangl), se réunissait au moins tous les trois mois, alternativement en France et en Allemagne, notamment pour préparer les informations relatives à l'état d'avancement des travaux, aux difficultés techniques ou financières, pour en rendre compte au Comité Directeur.

Outre les équipes constituées à Nord-Aviation et Bölkow, des groupes de travail, spécialisés, impliquant les industriels français et allemands concernés , ont été mis en place pour rendre compte de leurs travaux aux instances officielles (ingénieurs militaires spécialistes des deux pays, qui étaient conviés aux Comités Directeurs correspondants), par exemple :

- Charges militaires (STRIM -SOB).
- V.O.I.R. (Visée Optique InfraRouge) (SAT - ELTRO).
- Fils de guidage (Electrofil - Herrmann).
- Essais en vol.

Les marchés prototypes ont été passés d'abord en dépenses contrôlées, le Comité Directeur décidant du moment où l'état d'avancement des travaux pouvait donner suffisamment satisfaction ou s'il fallait améliorer encore les techniques acquises.

La première tranche du marché prototype fut notifiée en juin 63,

Une première convention additionnelle en mars 1964,

" deuxième " " en février 1965,

" troisième " " en décembre 1965.

Dès mi 1964, la version genre "canon sans recul" fut préférée à la version avec booster largable.

Fin 1965, les premiers tirs de cette nouvelle version ont donné satisfaction.

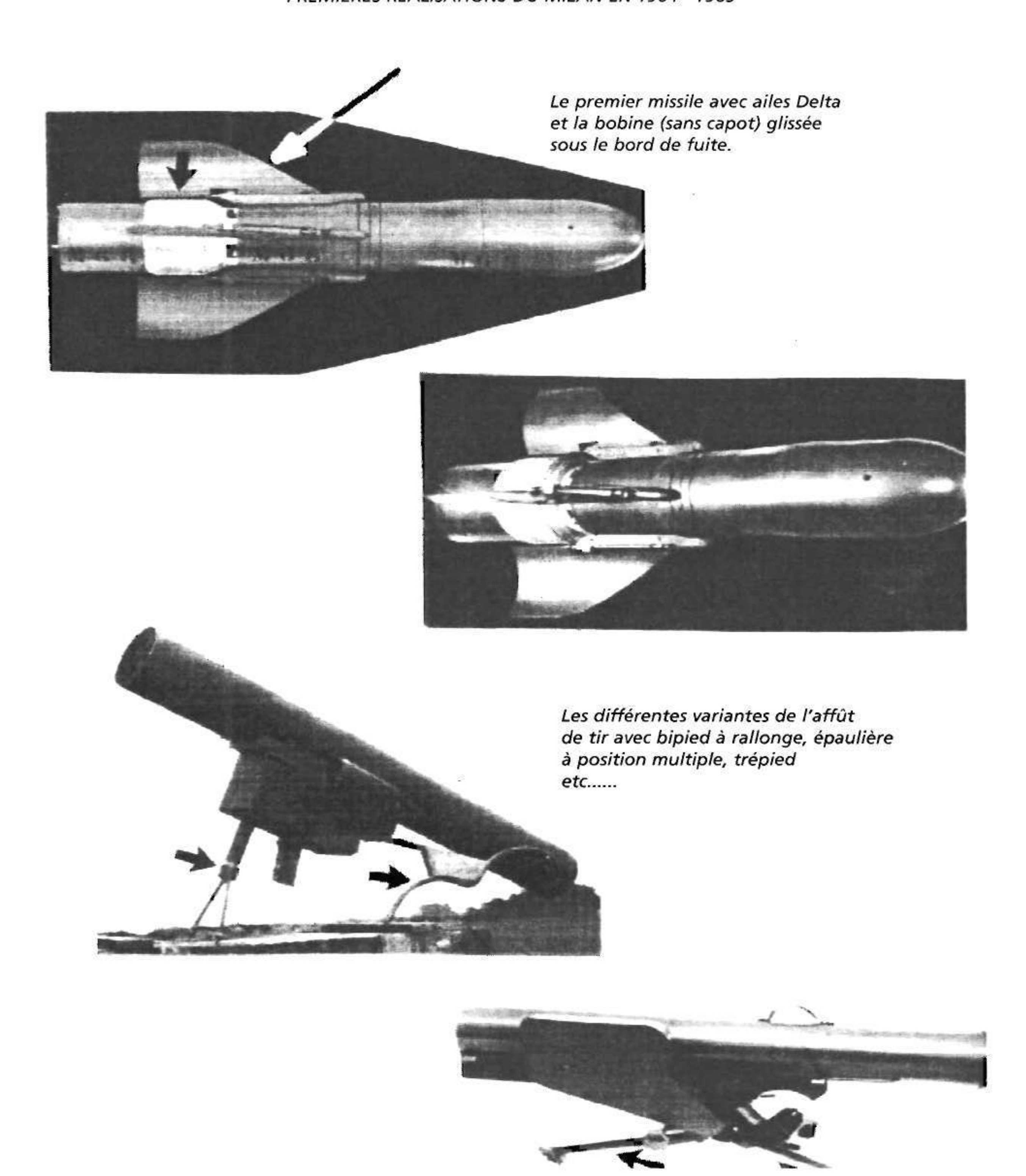
A cette date, la définition prototype de la munition fut considérée comme acquise et la liasse correspondante fut remise aux Services Officiels.

En 1971, les industriels ont accepté d'achever, à forfait, la phase d'industrialisation du système d'arme MILAN.

En 1972, l'expérimentation, par les Services Officiels Franco - Allemands, a été effectuée (700 missiles tirés, en explorant la totalité des conditions des spécifications techniques demandées).

Courant 1972, les fabrications en série ont débuté.

On voit ici que des retards importants sont intervenus dans le déroulement de ce programme, par rapport aux prévisions d'origine, retards certainement dus aux innovations techniques, très importantes, mais aussi aux lourdeurs et complications de ce développement mené, pour la première fois en commun pour ce type de matériel, par des équipes binationales. On peut, néanmoins, estimer que le résultat final, qui s'est traduit par une grande réussite technique, industrielle et militaire, a eu des retombées positives, du fait des confrontations, des acquis des différentes équipes, et de l'esprit d'émulation certain, pour la résolution des problèmes, au fur et à mesure de leur apparition.



Le premier missile avec ailes Delta et la bobine (sans capot) glissée sous le bord de fuite.

Les différentes variantes de l'affût de tir avec bipied à rallonge, épaulière à position multiple, trépied etc......

2.4.1.1.4. Les principaux partenaires industriels ont été :

	FRANCE	ALLEMAGNE
Co-maitrîse d'œuvre	N.A (Aérospatiale)	MBB
Charge creuse	STRIM	SOB
Détecteur I.R.	SAT	Eltro
Fils de télécommande	Electrofil	Herrmann

La SNPE a fourni les propergols pour les phases prototype et de mise en série.

Nord-Aviation (Aérospatiale) a été responsable de la munition, y compris des équipements éventuellement sous-traités à MBB (comme par exemple, le petit gyroscope à poudre). Ce qui signifie que Nord-Aviation devait, après réception par ses soins et suivant des clauses de recette acceptées de part et d'autre, dégager la responsabilité de son partenaire allemand comme de ses partenaires sous-traitants français et allemands, pour les sous-ensembles de leur fourniture. Nord-Aviation avait ensuite la responsabilité de présenter les lots de missiles terminés aux recettes officielles, avec épreuves climatiques et mécaniques préliminaires et tirs en vol. Recettes soumises à des barèmes très stricts de qualité sans pouvoir, le cas échéant, se retourner contre le fournisseur d'un sous-ensemble éventuellement défaillant (sauf cas de vice caché).

MBB a été responsable du poste de tir, des matériels de maintenance et d'instruction, avec les mêmes exigences de responsabilités.

En ce qui concerne le poste de tir, de nombreuses maquettes ont été imaginées et proposées par MBB, tenant compte des avis des militaires, et des modifications successives de la munition (version en matière plastique, notamment).

En juin 1966, l'arme complète MILAN, dans sa version prototype, fut présentée au Comité Directeur, et des tirs avec guidage automatique avec tireur ont été réussis.

En mai et juin 1967, de nombreux tirs prototypes ont été effectués avec tireur, sur cibles fixes et mobiles, y compris des tirs au-dessus de l'eau. Les résultats ont été satisfaisants.

A cette époque, des tirs de présentation, pour des représentants américains et anglais, ont été réalisés avec succès.

Les trajectoires de départ furent, néanmoins, jugées encore trop dispersées. Un dispositif original a été proposé (contre-déflecteur sur la gouverne de jet) pour diminuer l'effet des premiers coups de gouverne, alors que le missile est encore en forte accélération et que l'élaboration des ordres de guidage n'est pas suffisamment précise. L'amélioration des trajectoires de départ, grâce à ce dispositif, fut sensible et il fut retenu pour la définition industrialisée.

En février 1968, les travaux, concernant l'industrialisation de la munition, furent considérés comme terminés. Un rapport de synthèse fut établi. A cette époque, chez MBB, un spécialiste des affûts d'armes pour l'infanterie proposa une version métallique du poste de tir, qui se révéla plus satisfaisante que les versions en plastique, et fut retenue pour l'industrialisation.

En 1968, le matériel de maintenance du poste de tir (de responsabilité MBB) a été défini pour l'essentiel.

En 1968, un matériel d'instruction a été réalisé par MBB, pour entraînement des tireurs à la visée, suivant les desiderata des Services Officiels Allemands. Un matériel d'entraînement (simulateur Dorand) a été réalisé, à ses frais, par la société Dorand, suivant les desiderata des Services Officiels français.

En 1999, plus de 330 000 MILAN avaient été produits.

Il est toujours en production.

Il a été acheté par 43 pays.

Il a été fabriqué, sous licence, en :

Angleterre.

Inde.

Italie.

Il a été engagé dans plusieurs conflits, dont :

Le Liban en 1976.

Les Malouines en 1982.

La Guerre du Golfe en 1991.

Par EUROMISSILE et grâce aux bonnes relations entretenues avec les utilisateurs, une statistique très étoffée a pu être établie, donnant une bonne idée de la qualité obtenue réellement dans l'utilisation de l'arme MILAN.

"Depuis sa première mise en service, les résultats des tirs, effectués dans 36 pays utilisateurs, sont remarquables.

A la date du 1er janvier 1987 :

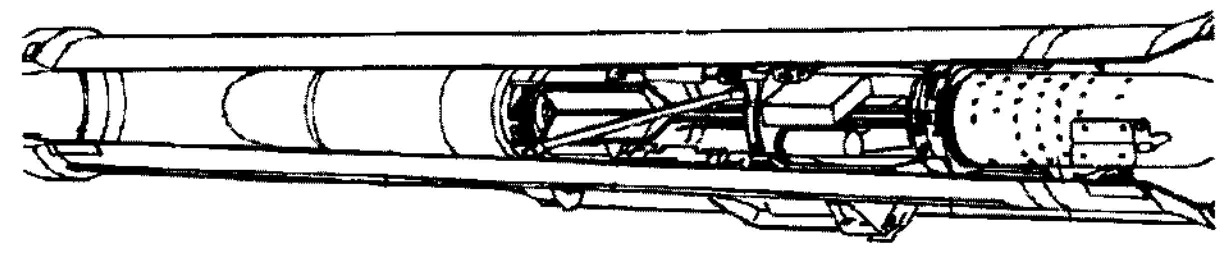
nombre de tirs connus : 51 425

nombre de missiles ayant parfaitement fonctionné : 48 448

soit 95 %.

nombre de missiles ayant fait but (sur cible fixe ou mobile) 44 797

soit 92,5 % des missiles à bon fonctionnement technologique"



Munition MILAN : Vue écorchée du missile dans son tube de lancement.

Nota : Ces informations générales, ainsiqu'une partie de la documentation, sont dues à la courtoisie des dirigeants d'EUROMISSILE, notamment de J. RAFAILLAC, ancien président du conseil de gérance, et de P.M GOUMET, Programme director.

2.4.1.2. Le système d'arme.

Il a été conçu pour pouvoir être utilisé par un fantassin seul, secondé, éventuellement, par un aide portant des munitions supplémentaires.

Les commandes de pointage fin, site et gisement, entre le trépied et le poste de tir, ont dû être particulièrement optimisées pour faciliter la poursuite des cibles mobiles, avec une précision suffisante (de l'ordre de 10 cm à 1 000m).

Le système d'arme MILAN comprend :

La munition.

Le poste de tir et son trépied amovible.

Les matériels de contrôle.

Les matériels d'instruction pour la formation des tireurs.

2.4.1.2.1. La munition.

Du type "coup complet", le missile est logé, ailes repliées, dans un tube en enroulement filamentaire, verre/résine, servant au stockage et au lancement.

Le missile lui-même comprend :

La charge creuse, à l'avant.

Un corps propulseur, muni de 4 voilures tuilées, repliables.

Une partie arrière avec des équipements.

Le tube container, dans lequel le missile est verrouillé mécaniquement au repos, comporte un dispositif de lancement, genre "canon avec recul contrôlé" et une gouttière fonctionnelle, pour la fixation rapide sur le poste de tir.

L'ensemble munition se présente donc sous la forme d'un cylindre muni de 2 bouchons de protection aux extrémités, d'une poignée et bretelle de portage :

- diamètre	130 mm.
- longueur	1,2 m.
- poids	12 kg.
- poids du missile seul	6,7 kg.
- poids de la charge militaire	3 kg.
- portée max.	2 000 m.
- vitesse de vol	75 m/s sortie du tube à 200 m/s en fin de vol.
- durée de vol	12,5 s pour atteindre 2 000 m.

Remarque importante :

La conception initiale du tube de lancement et les dimensionnements choisis pour obtenir les performances de vitesse initiale ont conduit à ménager, sans pénaliser notablement les bilans de poids et d'encombrement, des marges relativement importantes en calibre et en longueur du missile. Marges qui ont été très suffisantes pour les améliorations apportées dans la version MILAN 2.

La charge militaire.

Technique des charges creuses de 2ème génération, fondée sur :

Chargement en Hexogène/Tolite à 73%, puis Octogène/Tolite 85/15.

Amorçage bloc Hexolite et relais tetryl.

Déflecteur en matière plastique inerte, pour générer une onde de détonation, enveloppant le cône de cuivre.

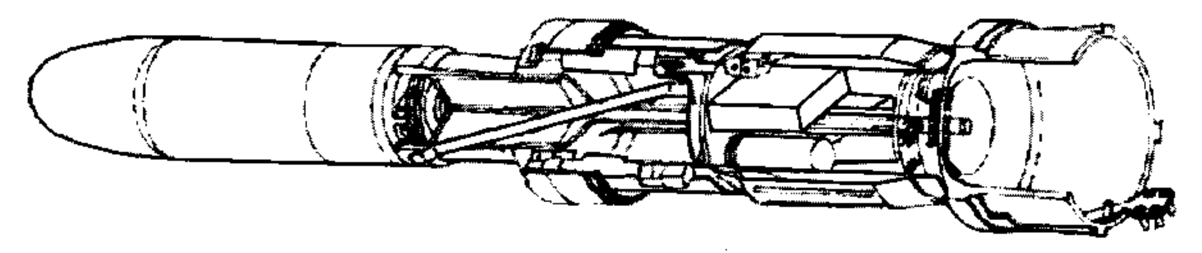
Cône de cuivre (environ 60° d'angle au sommet) très pur, fluotourné, d'épaisseur 2,8 à 3 mm.

Fusée électrique de mise à feu.

Sécurité électrique, par plusieurs courts-circuits amont :

Dans le boîtier de verrouillage du tube de lancement.

Circuit shunt dans la bobine de fil de guidage.



Missile MILAN : Vue écorchée du missile, du piston d'éjection et de la bague de maintien des ailes.

- Sécurité mécanique, par un volet métallique d'interruption de la chaîne d'amorçage, entre l'amorce électrique et le relais ; l'alignement est réalisé, après un retard programmé, par une prise de pression dans le propulseur.

Ogive double en laiton, faisant contact à l'impact du missile sur la cible, jusque sous des incidences de 80°.

Caractéristiques de la charge.

Calibre :	103 mm.	
Masse :	2,7 kg	dont 1,4 kg d'explosif.
Perforation :	700 mm en blindage plein (6,8 calibres) cible triple NATO.	

Une version MILAN 2 a été mise en série à partir de 1982. L'essentiel des modifications, par rapport au MILAN 1, a porté sur la charge militaire qui a été modifiée pour tenir compte de l'apparition des nouveaux blindages, en particulier des blindages actifs (voir chapitre évolution des blindages). Cette charge "double" a obligé à modifier considérablement la silhouette aérodynamique du missile. Cette nouvelle forme et les nouveaux centrages ont néanmoins permis de conserver les autres composants du missile dans leur définition antérieure, de sorte que les caractéristiques de mécanique du vol, et donc les performances (vitesse - portée - manœuvrabilité), ont pu être conservées. On a vu que les dimensions initiales du tube container ont permis d'introduire ces modifications du missile, sans difficulté.

Tube de lancement.

Nord-Aviation imagina d'utiliser ce tube/container comme une sorte de canon, pour éjecter, à vitesse élevée, le missile, en s'appuyant à la fois sur un jet de gaz de poudre vers l'arrière et sur un recul contrôlé du tube lui-même. Le missile, ailes repliées, et coulissant dans le tube, est poussé vers l'avant par un piston en matière plastique armée d'une structure filamentaire, derrière lequel un générateur de gaz produit, pendant environ

2 centièmes de seconde, une pression élevée. L'arrière-tube est ouvert, en forme de tuyère. Le tout est calculé et dimensionné pour obtenir les actions suivantes :

A la mise à feu du générateur de gaz, dans une première chambre de combustion, où sont disposées une centaine de rondelles de poudre SD tous temps, d'épaisseur de l'ordre du millimètre, se développe une pression maxi de chambre de l'ordre de 150 bars, qui est débitée, par une centaine d'orifices/tuyères dans le tube de lancement, y créant une pression maxi de l'ordre de 45 bars, laquelle pousse, par l'intermédiaire du piston, le missile vers l'avant, avec une accélération maxi de l'ordre de 900 g, amenant le missile à une vitesse absolue de l'ordre de 75 m/s.

La répartition des pressions dans le tube provoque un violent recul de celui-ci sur les glissières du poste de tir, tandis qu'une grande partie des gaz du générateur s'échappe par l'arrière en forme de tuyère. L'égalité des quantités de mouvement entre "l'éjection du missile seul vers l'avant" et l'ensemble constitué du recul du tube et des gaz d'échappement par l'arrière, bien sûr, réalisée. Cela en tenant compte aussi de l'arrêt brutal du piston bloqué à l'avant du tube, par un système, fort astucieux, de formage, en enroulement torique, d'une bague collerette, en aluminium, ayant servi à maintenir les ailes du missile pliées dans le tube, et se trouvant prise entre une butée d'extrémité avant du tube et le piston qui a poussé le missile.

A remarquer que cette déformation de pièce en métal, très malléable, pour absorber, sur quelques centimètres, l'énergie considérable d'un piston arrivant à 75m/s sur un tube qui recule à une vingtaine de mètres par seconde, s'est révélée d'une régularité remarquable. Le plus grave problème s'est situé sur le piston lui-même, dont il a fallu concevoir une forme spéciale, avec armature en fil de Kevlar, noyée dans une composition spéciale de matière plastique ABS.

Par contre, profitant de cette obturation de l'avant du tube, on a pu disposer, dans le générateur de gaz, d'un deuxième étage de combustion, de durée beaucoup plus longue (de l'ordre du dixième de seconde), dont les gaz, s'échappant toujours par l'arrière, freinent le mouvement de recul du tube constituant une rétro-fusée. Ce deuxième étage a été dimensionné pour que le tube de lancement tombe, sans vitesse, quelques mètres en arrière du poste de tir.

Cela permet de réaliser une indépendance complète de l'opération d'éjection du missile vis-à-vis des interactions parasites éventuelles du poste de tir, puisque la séparation a lieu en "espace libre". En particulier, la visée du tireur n'est pas sensiblement perturbée par le départ du coup.

Autre avantage, le tireur n'est pas gêné par le tube lanceur, une fois le missile parti, et les opérations ultérieures de visée/poursuite de la cible en sont facilitées.

Il faut aussi signaler que le piston est muni de rampes hélicoïdales, prenant appui sur des pions d'acier, ancrés dans l'armature de verre du tube de lancement, et ce pour communiquer au missile, dès sa sortie, une vitesse d'auto rotation suffisamment élevée, pour la distribution correcte des ordres de guidage au système mono gouverne de jet. Cette mise en rotation du missile est contrée (toujours à égalité des quantités de mouvement) par un vrillage approprié des fixations du générateur de gaz, dans le tube de lancement.

Le centre du piston présente un petit ajutage de l'ordre de 2 millimètres de diamètre, pour communiquer la séquence d'allumage au propulseur du missile lui-même, lequel n'a donc pas de mise à feu électrique de son propulseur, d'où simplification et meilleure sécurité.

Ce système de lancement, particulièrement original, permet, par rapport à un canon sans recul pur, de nécessiter moins de poudre propulsive au départ du coup, puisqu'il récupère

la quantité de mouvement imprimée au tube dans son mouvement vers l'arrière. Il rend donc la signature de départ du missile nettement plus faible - le freinage et l'arrêt du tube derrière le tireur se faisant ensuite sur un temps beaucoup plus long. Ce système a fait l'objet d'un brevet d'invention, de E.Stauff, J.Guillot et H.Collette, qui a été, au fur et à mesure des mises au point, complété par des additifs.

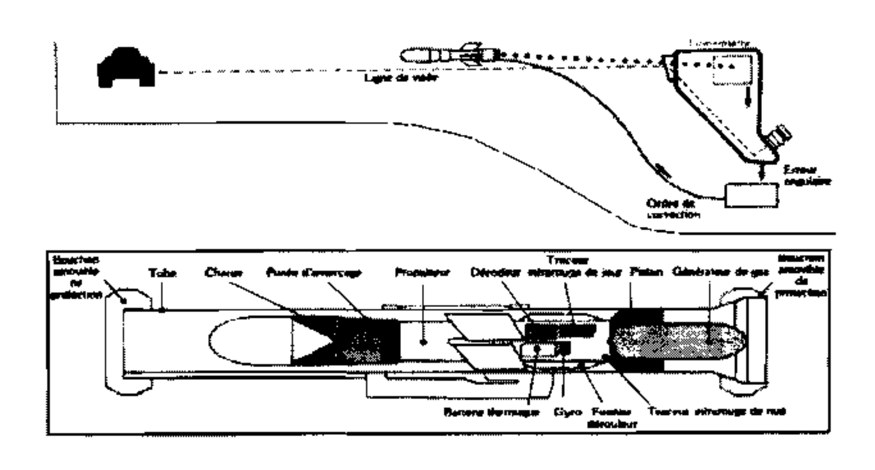
Autre innovation, le générateur de gaz a finalement fait appel à une technique de chargement originale :

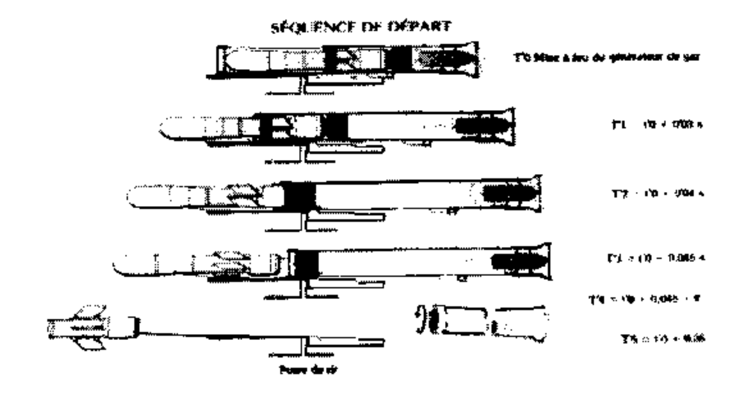
On a vu qu'il y avait 2 régimes de combustion.

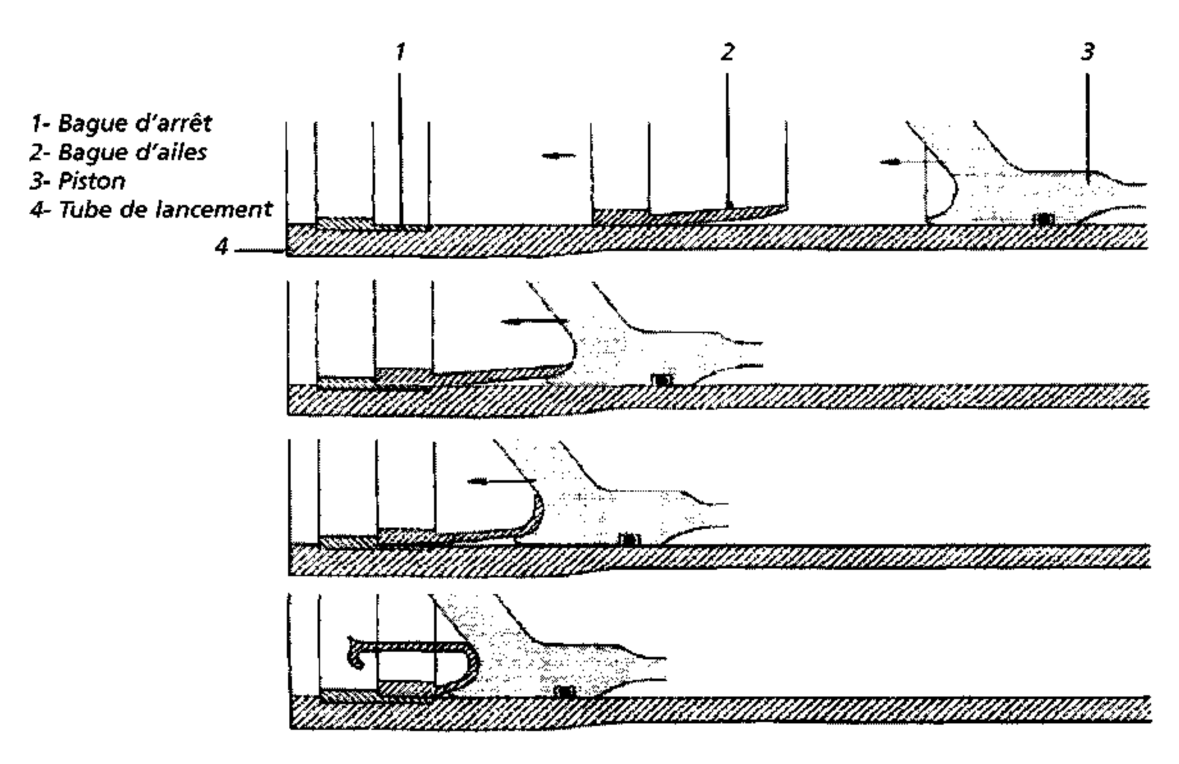
Le premier, très bref, de l'ordre de 2/100 sec., est assuré par une centaine de rondelles minces, de poudre SDTT, montées en peignes, dans une première chambre et des rondelles plus épaisses, pour la phase "freinage", dans une deuxième chambre. Un tube central axial, en acier, permet d'introduire ultérieurement la composition d'allumage, munie des étoupilles électriques de mise à feu (cet assemblage n'est réalisé, pour des raisons de sécurité, qu'au montage final du missile). Autour de ce tube central, percé de grandes lumières, on assemble les rondelles de poudre dans deux boîtes de matière plastique minces, et qui portent une centaine de petites pièces en laiton, percées de trous calibrés, pour former les tuyères du générateur de gaz.

On bobine ensuite, sur machines automatiques à enroulement filamentaire, autour des boîtes, les fibres de verre imprégnées de résine, le tout étant, ensuite, polymérisé à une température compatible avec la poudre, et constituant la structure résistante du générateur de gaz.

Ce fut, semble-t-il, une des premières réalisations en grande série de propulseur directement bobiné sur un chargement de poudre.



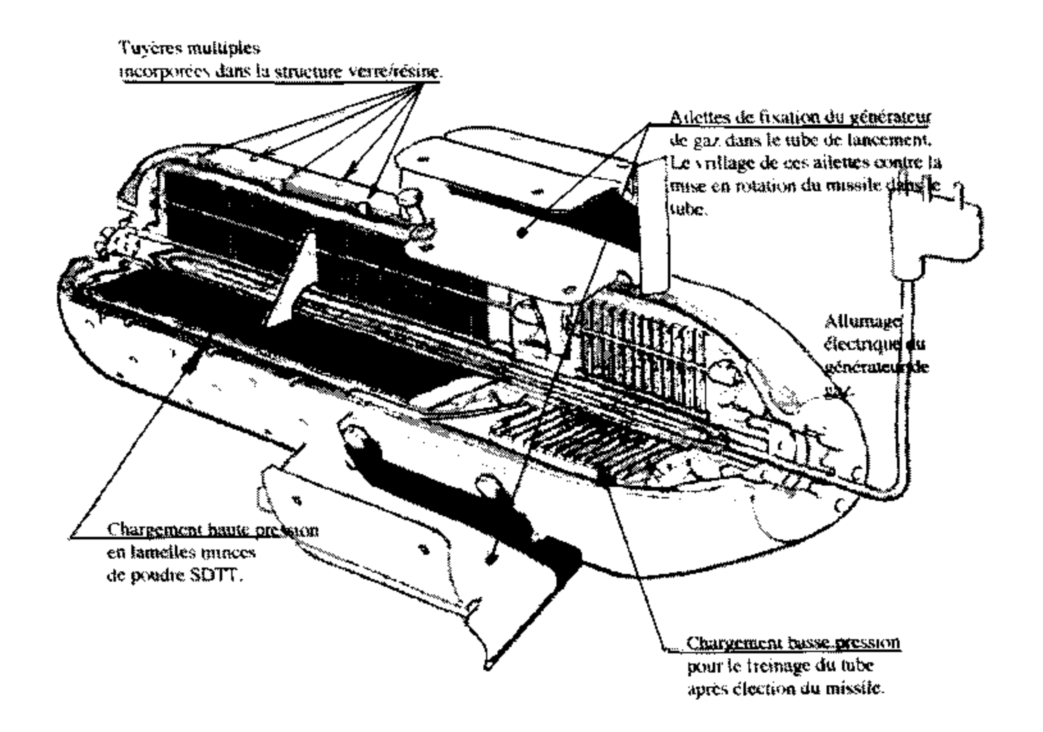




Missile MILAN : Vue du piston d'ejection et de la bague de maintien des ailes.

MILAN.

Vue écorchée du générateur de gaz inclus dans le tube de lancement.



Les premières réalisations et la mise au point de ce générateur de gaz ont été faites dans un concept "propulseur" plus classique d'une chambre de combustion en acier. Mais l'attention a été attirée à cette époque par de très graves accidents survenus lors de tirs de roquettes antichars comportant ce genre de système de lancement par fusée ou générateur de gaz haute pression. Plusieurs tireurs avait été tués par l'explosion de la chambre de combustion métallique, à la mise à feu. Le concept d'une chambre de combustion en enroulement filamentaire qui se déchire, sans faire d'éclats, en cas de surpression anormale, le tout étant d'ailleurs, dans le cas du MILAN, à l'intérieur du tube de lancement, celui-ci étant largement ouvert et résistant, a permis des marges de sécurité très supérieures. Tout un programme de vérification de ces niveaux de sécurité a été réalisé, montrant qu'au cas où les rondelles de poudre des chargements seraient brisées en plusieurs fragments, le générateur bobiné n'exploserait même pas.

Corps propulseur empenné.

Le propulseur du MILAN de forme cylindrique, en AU4G forgé, ne comporte qu'une chambre de combustion, débitant par un tube de liaison, jusqu'au culot du missile, lequel incorpore la tuyère, et le dispositif mono gouverne de jet, muni de ses 2 électroaimants.

Ce propulseur fournit, néanmoins, 2 régimes, ceci grâce aux progrès réalisés par la SNPE d'Angoulême, qui fut à même de proposer une solution originale :

Le bloc de poudre Epictète a la forme d'un boudin cylindrique, inhibé sur sa surface périphérique et sur le fond avant. Il brûle donc en "cigarette". Il présente une première tranche de composition relativement vive, qui fournit, en brûlant, un premier étage de poussée 26,5 DaN pendant 1,3 sec. Deuxième tranche, de composition plus lente, délivre par la même tuyère une poussée de 10,8 DaN pendant 10,7 sec.

Ce propulseur est donc particulièrement simple. Sa structure forgée comporte les socles de voilures repliables, qui intègrent les mécanismes à ressort d'ouverture et de verrouillage de ces voilures. Comme dans les missiles précédents, les voilures sont légèrement inclinées, par rapport à l'axe longitudinal du missile, pour entretenir la rotation en vol. Cette même structure forgée, se prolonge en arrière du propulseur pour constituer, dans la même pièce, la partie arrière du missile.

Partie arrière du missile.

Dans cette partie, sont fixés :

Le gyroscope à poudre.

La batterie thermique.

Le décodeur.

La tuyère et l'intercepteur de jet, qui viennent coiffer le tube de liaison du propulseur.

Les traceurs.

Cette partie arrière est entourée par la bobine de fil de guidage, elle-même entourée d'un capotage de forme spéciale pour faciliter le déroulement du fil.

Le gyroscope à poudre.

On a vu qu'à l'occasion du développement prototype du MILAN, les équipes N.A. et MBB ont fait, en compétition, des projets de gyroscope miniature à poudre. Le gyro à poudre des SS 10 - SS 11 - SS 12 était trop gros, et pouvait être sérieusement modernisé. C'est un projet MBB qui a été retenu. De dimensions beaucoup plus réduites, il se présente sous la forme d'un cylindre de diamètre 24 mm et de longueur 85 mm. Sur le cardan extérieur, est monté un disque présentant une fente qui met en communication (à chaque rotation du

missile sur lui-même), la lumière d'une ampoule, avec une cellule photo- électrique, générant ainsi un top de position en roulis, qui est envoyé par les fils au poste de tir, pour déclencher la génération d'un top de synchronisation du calculateur d'ordres à transmettre au missile (cf. télécommande monogouverne en partie III). Ces ordres seront renvoyés au missile par les mêmes fils, dans l'autre sens.

Décodeur de bord.

Ce sont les circuits assurant la mise en forme des signaux générés dans le missile, par les "tops" du gyroscope de bord envoyés, par les fils, au poste de tir, lequel élabore les ordres à communiquer au missile, pour la commande de l'intercepteur de jet, en fonction des ordres de pilotage et de la position, en roulis, du missile. Ces signaux, transmis dans l'autre sens, par les fils, sont amplifiés par le décodeur de bord, pour actionner l'intercepteur.

L'intercepteur de jet.

Il est ici du type mono gouverne, c'est-à-dire qu'il ne comporte qu'un levier intercepteur, de technologie identique à celles utilisées sur SS 11 - SS 12, et manœuvré de la même façon par 2 électroaimants commandant l'entrée et la sortie du levier dans le jet (voir technique du mono gouverne) .

On a vu que le propulseur du missile est allumé par le générateur de gaz, dans le tube de lancement et qu'il est mis en rotation par le piston du tube de lancement. La gouverne est donc efficace dès la sortie du missile hors du tube. On a vu aussi que le propulseur a un premier régime à poussée élevée, pour accélérer le missile pendant encore 1,3 sec. Au cours de cette phase initiale du vol, où tous les paramètres (vitesse, centrage, vitesse de rotation, etc.) varient très rapidement, alors que les ordres de guidage, en provenance des indications du goniomètre, sont, eux aussi, très rapidement variable, le missile peut recevoir des ordres quelque peu imprécis. Or, du fait de la poussée augmentée (d'un facteur voisin de 2,5), la force de gouverne générée par l'intercepteur, qui est directement fonction de la surface interceptée de sortie de la tuyère, est, elle aussi, multipliée par 2,5, d'où une cause de dispersion au départ, importante, qu'il a semblé indispensable de réduire. MBB a proposé une solution mécanique, compliquée, fondée sur l'exploitation du fait que la pression du propulseur est, au début, plus élevée, pour commander, par un vérin pneumatique, une réduction de la course d'entrée de l'intercepteur. Nord-Aviation a proposé une solution entièrement statique, fondée sur le phénomène suivant :

La tuyère étant la même pour les 2 régimes du propulseur, et dimensionnée pour la phase croisière proprement dite, lors de la phase initiale, la pression de chambre étant, en gros, 2,5 fois plus élevée, le jet "éclate" au-delà du divergent de la tuyère, suivant les faisceaux de détente, pour s'équilibrer avec la pression extérieure. L'intercepteur pilote, lui aussi, un jet déformé et de dimension également très dilatée. Les tracés précis du phénomène, ont montré qu'il était possible de disposer, en face du levier intercepteur et à une distance précise, une contre lèvre métallique fixe, capable de renvoyer une partie convenable du jet dévié, en sens inverse, de sorte que ce contre-déflecteur :

Ramène la force latérale générée par l'intercepteur, à une valeur sensiblement identique à celle générée pendant la phase de croisière.

N'interfère pas avec la déviation du jet, pendant cette phase croisière.

N'interfère pas quand l'intercepteur est hors du jet.

Principe de la régulation de l'action de l'intercepteur de jet par contre-déflecteur fixe, lors des 4 différentes configurations réalisées pendant le fonctionnement du propulseur du missile.

a) - Fonctionnement du propulseur pendant la phase croisière (poussée 10,8 DaN).

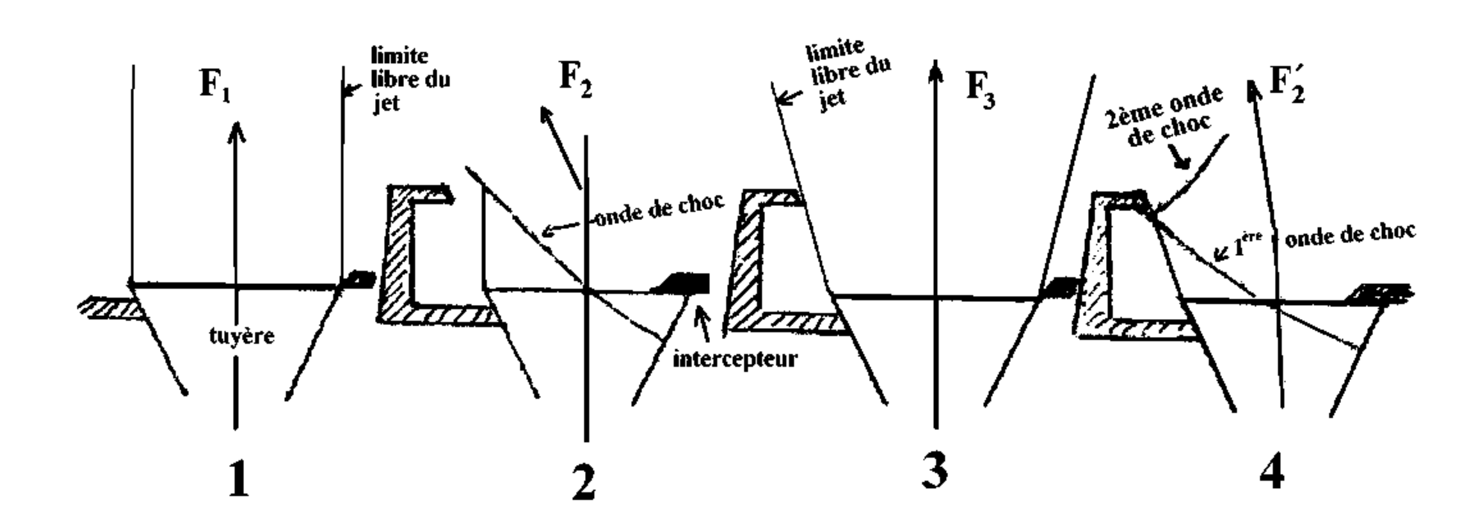
1 - intercepteur hors du jet : la poussée axiale F_1 sans perturbation.

2 - intercepteur dans la tranche de sortie : déviation du jet F_2 est inclinée mais le jet ne touche pas le contre-déflecteur qui n'agit donc pas.

b) - Fonctionnement du propulseur pendant la phase accélérée (poussée 26,5 DaN).

3 - intercepteur hors du jet : la poussée est axiale F_3 sans perturbation, le jet éclate à la sortie mais ne touche pas le déflecteur.

4 - intercepteur dans le jet : déviation du jet dilaté par la détente supplémentaire à la sortie de la tuyère, le jet dévié par l'intercepteur touche le contre-déflecteur qui renvoie, par une onde de choc, une partie en sens inverse. La résultante F'_2 a une composante transversale sensiblement égale à celle de F_2



Ce dispositif rustique et peu coûteux a permis d'améliorer, très sensiblement, les trajectoires de départ du MILAN. Il a fait l'objet d'un brevet Nord-Aviation. Néanmoins, la phase de départ du MILAN est restée quelque peu dispersée, malgré tous les efforts déployés, par exemple pour la reproductibilité de tous les composants, en fabrication de série.

On se souvient du problème des "points bas" particulièrement redoutés, parce que les spécifications militaires exigeaient la capacité de tir du missile, sur sol rigoureusement plat, et si le MILAN a pu, par quelques mesures supplémentaires, du genre ordre haut systématique a priori, surmonter ce défaut des points bas, et si les dispersions de départ ont été très améliorées par rapport à celles observées sur SS 10 - SS 11, on en a retenu, pour les développements ultérieurs, qu'on ne pouvait pas compter, pour la régularité des départs de missiles, sur un départ genre canon sans recul à cette vitesse (75 m/s) et sur la seule mesure d'écartométrie du poste de tir. Une solution possible pour améliorer encore ces conditions de départ consiste à réaliser un asservissement à une mesure interne (gyromètre, par exemple) et à pouvoir faire agir des forces de manœuvre suffisantes, car les forces aérodynamiques ne sont pas assez élevées à faible vitesse, d'où le développement des systèmes de "pilotage en force", par des tuyères agissant directement au centre de gravité du missile (solution ERYX et ANTICHAR troisième génération moyenne portée).

Les traceurs.

Dans la continuité des travaux effectués sur SS 11/HARPON pour la télécommande automatique infrarouge, le MILAN fut équipé, pour les tirs de jour, d'un traceur genre pyrotechnique, qui délivrait un rayonnement suffisant pour la détection des cellules du poste de tir, et pour la portée maxi de 2 000 m du MILAN. Mais le programme demandait la capacité "tir de nuit", et les moyens de vision nocturne, pour le tireur, fondés également sur les lunettes à détecteurs infrarouges, étaient totalement brouillés par les traceurs genre feux de Bengale. Il y avait donc nécessité absolue de trouver pour le missile, une solution "traceur de nuit". Nord-Aviation, sous l'impulsion de R.Dubernet, chercha des solutions sous forme d'un boîtier réfractaire, contenant une composition genre alumino thermique, sans dégagement de gaz, et capable de chauffer à haute température un couvercle métallique, ou recouvert d'oxyde métallique, à une température suffisante pour rayonner, dans la bande du 2,2 µ requise pour les cellules PbS, mais émettant le moins possible dans le visible, et surtout sans éjecter de particules brûlantes susceptibles de blesser gravement le fil de guidage. Un grand nombre d'essais de laboratoire furent effectués, qui aboutirent à la constatation, étonnante, de la propriété qu'ont certains métaux, dont particulièrement le tantale, qui lorsqu'on les chauffe suffisamment, s'oxydent violemment à l'air. Le dégagement d'énergie, lors de la formation d'oxyde de tantale (oxyde qui reste accroché à la surface), produit un rayonnement important, dans la bande souhaitée (voir détails en partie III). Nord-Aviation a pu ainsi définir un "boîtier rayonnant", de surface suffisante, pour assurer le signal infrarouge de nuit au poste de tir, jusqu'à la portée maxi du MILAN. Un dispositif d'interrupteur électrique, inclus dans le poste de tir, permet au tireur, avant la mise à feu du missile, d'afficher "tir de nuit", auquel cas, seul le boîtier au tantale est initié, ou "tir de jour", où les deux traceurs sont allumés.

La bobine de fil de télécommande.

Le câble, de longueur 2 000 mètres, est enroulé en une bobine sur la partie arrière du missile, mise à l'intérieur d'un capotage, de forme spéciale facilitant le déroulement (voir fils de télécommande). Il est constitué d'une ligne électrique de :

2 fils de cuivre, diamètre 0,07 mm émaillé, assurant la liaison électrique entre le poste de tir et le missile en vol,

un faisceau parallèle de fibres polyester (Trévira haute résistance) assurant la solidité mécanique,

un guipage de soie naturelle, extérieur, maintenant la cohésion du câble.

Les spires sont collées dans des conditions très précises, pour permettre un déroulement régulier et sans à-coup.

Les détails techniques, spécifiques de ce type de câble, sont traités plus en détail en partie III.

Par contre, un problème, spécifique au MILAN, s'est posé, lors du choix du système de lancement qui a été décrit plus haut. On a vu comment le missile est éjecté du tube, tandis que ce dernier est repoussé et dégage le poste de tir par l'arrière. Le fil de guidage doit, néanmoins, être connecté au poste de tir. Il s'agissait donc de disposer le fil, à la sortie de la bobine, le long du corps du missile, sous les ailes, et revenant, par l'avant, se connecter au boîtier, qui reste, lui, sur le poste de tir. Ce déploiement, rendu encore plus délicat par le fait que le missile est mis en rotation dans le tube par le piston qui l'éjecte, et par le fait que le déploiement des ailes ne doit pas être gêné, ni causer des blessures au fil, a dû faire l'objet d'une étude, pas à pas, très minutieuse, et a été résolu par des expérimentations au tunnel de tir, de manière, finalement, empirique. Pour plus de sécurité, la structure du fil a été renforcée sur quelques mètres, par adjonction de fibres polyester supplémentaires, et un guipage renforcé.

Caractéristiques du coup complet.

La structure, dite "coup complet", est assurée par un tube, servant à la fois de container et de moyen de lancement du missile, selon les dispositifs décrits plus haut pour le lancement.

C'est un tube réalisé en enroulement filamentaire, fibres de verre/résine polyester, qui comporte :

Une étanchéité par opercules AV et AR.

Une gouttière fonctionnelle, assurant les sécurités mécaniques et électriques de l'arme, ainsi que les connexions au poste de tir.

Un aspect, particulier au MILAN, tient à sa spécificité "infanterie". Ce tube, porte munition, doit pouvoir protéger parfaitement la munition dans les circonstances, souvent brutales, de manutention, transport, mise en œuvre, dans les conditions d'emploi par l'infanterie. Il était demandé, dans les spécifications, que le missile puisse être utilisable sans danger pour le tireur, si le tube emballage ne présente pas de défauts manifestement visibles à l'examen visuel sommaire. Une clause précisait, en outre, que le tube doit pouvoir chuter d'une hauteur de 1,2 m, sur sol en béton, sans dommage pour la munition, même par température extrême, froid (- 40° C). Ce problème fut résolu par adjonction de protecteurs des extrémités du tube et d'un étui de gouttière, en matière plastique alvéolaire (plastazote) suffisamment épaisse et restant souple, même à - 40° C. Ces protections doivent être retirées par le tireur au moment de l'utilisation de son arme, le tube restant, alors, obturé par des opercules légers, en matière plastique, éjectés à la mise à feu, par l'apparition des pressions dans le tube.

La gouttière d'assemblage du missile sur le poste de tir.

Elle assure, on l'a dit, les connexions électriques et mécaniques, entre le poste de tir et la munition.

Dans la gouttière, se trouve la pile thermique, qui alimentera le poste de tir et assurera les initialisations électriques, nécessaires à l'activation du missile :

Mise à feu du gyro à poudre.

Initialisation de la pile thermique, interne au missile.

Mise à feu du, ou des traceurs.

Mise à feu du générateur de gaz.

L'impulsion électrique, nécessaire à l'initialisation de la pile thermique du poste de tir, est réalisée par un mécanisme, aimant permanent, mis en mouvement devant une bobine par un ressort déclenché par la gâchette du tireur.

La gouttière comporte un boîtier métallique, muni d'un doigt de verrouillage qui s'engage dans un emplacement ménagé dans le socle d'une aile du missile.

En position "avant tir", toutes les fonctions électriques internes au missile sont court-circuitées, pour des raisons de sécurité, par un réseau de circuits imprimés passant dans le boîtier ci-dessus. Signalons, au passage, la généralisation, sur les missiles de 2ème génération, de la technique des circuits électriques imprimés, souples, obtenus en grande série, par sérigraphie, ce qui simplifie considérablement les connexions, les contrôles et l'intégration de ces circuits dans l'architecture générale des assemblages (circuits plats, isolement facilité, collage sur des structures bobinées verre-résine, etc.

En actionnant la gâchette, le tireur provoque, par l'intermédiaire de la pile thermique "poste de tir", la mise à feu d'une étoupille qui manœuvre le doigt de verrouillage, lequel, en se déplaçant, libère le missile dans le tube et découpe le circuit imprimé, faisant, ainsi, sauter les courts-circuits de sécurité. En fin de course, ce doigt ferme les circuits de mise à feu (gyro à poudre, pile thermique, missile, etc.) par des contacts à ressort, lesquels empêchent tout rebond du doigt. Le mouvement de cette seule pièce donne l'assurance de la levée des sécurités mécaniques et électriques.

2.4.1.2.2. Le poste de tir.

Dans la spécification SS 9 d'origine, il était demandé que l'arme puisse être épaulée par un homme seul, en position debout, à genoux ou couché.

Les premiers projets de poste de tir proposèrent donc une forme d'affût avec une lunette de visée directe et une optique de télécommande automatique, également directe par souci de simplification et pour arriver à des devis de poids aussi faibles que possible.

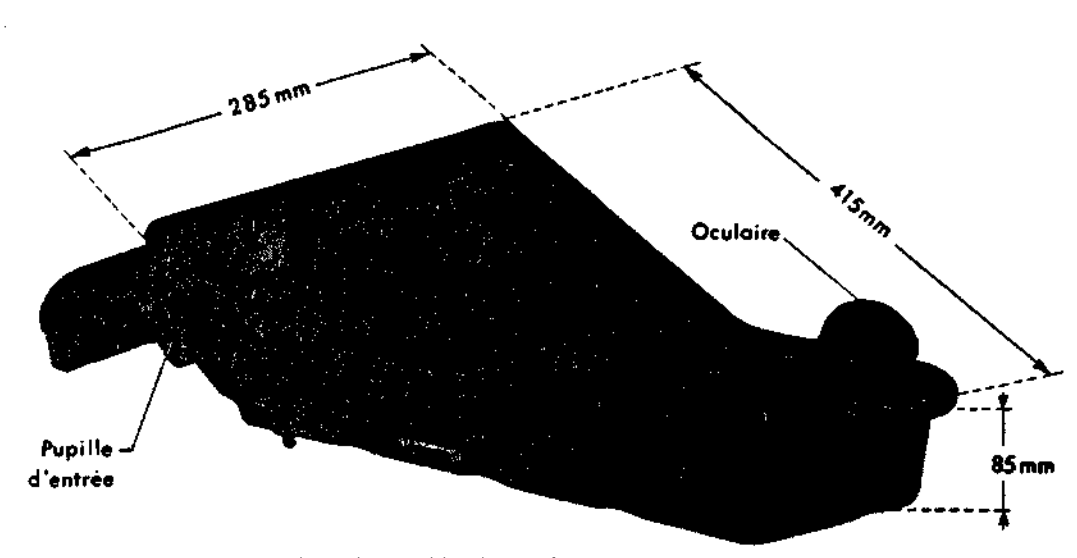
L'évolution générale de l'étude et les expérimentations, au cours du développement et des réflexions des utilisateurs français et allemands, ont amené à une évolution sensible du concept du poste de tir.

La position couchée est apparue comme devant être prépondérante, et corrélativement, l'intérêt d'une optique périscopique permettant au tireur de rester très discret et de se protéger plus efficacement, n'ayant plus à relever la tête, est apparu essentiel. Les discussions ont été très vives entre les militaires sur le choix de la hauteur de ce périscope, hauteur qui avait, évidemment, des répercussions importantes sur les encombrements et poids du poste de tir.

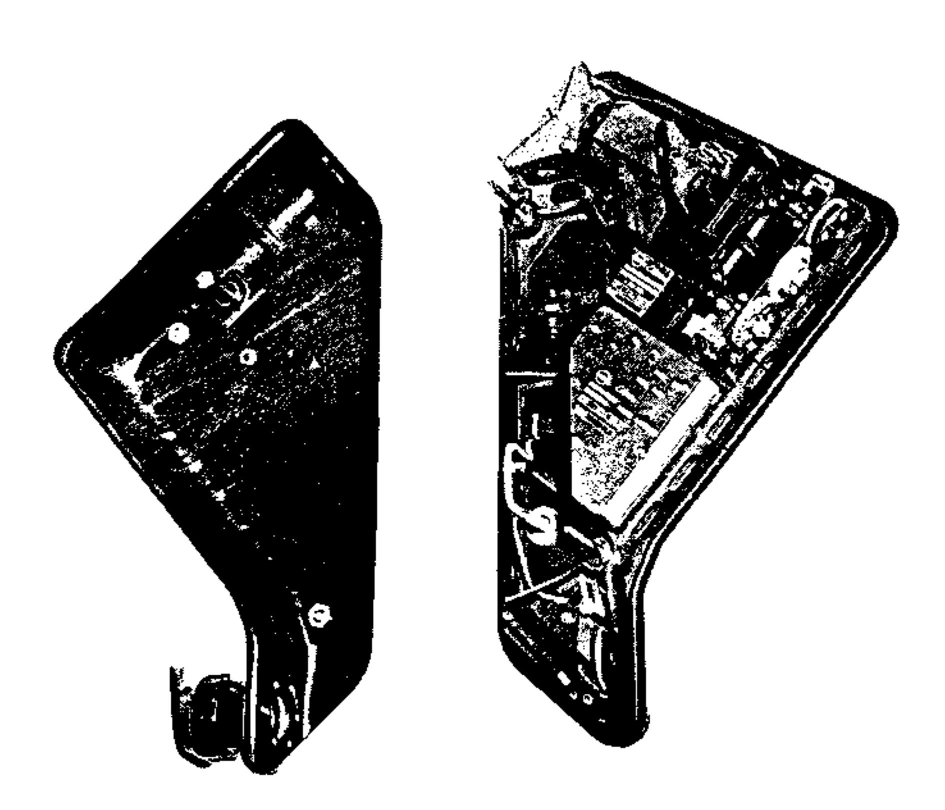
L'accord s'est finalement fait sur une hauteur périscopique de l'ordre de 300 mm. L'ensemble des optiques, visible pour le tireur, et infrarouge 2,2 µ pour le goniomètre, a pu être logé dans une boîte métallique, de forme générale triangulaire. La légèreté, associée à la rigidité mécanique, indispensables à l'ensemble des chaînes optiques de visée et localisation infrarouge intégrées, ont été obtenues par l'emploi de tôles en alliage léger, nervurées et de platines cloisonnées rigides, fixées élastiquement.

L'optique d'entrée est constituée par un prisme optique muni d'une lame dichroïque séparant le circuit visible, repris en bas du périscope par un prisme de sortie, avec oculaire muni d'un réticule de visée. Cette optique a un grossissement de 7. Le circuit infrarouge est dirigé par une voie "prise en charge" et une voie "croisière", vers le bloc analyseur chargé d'élaborer les écartométries (voir télécommandes automatiques).

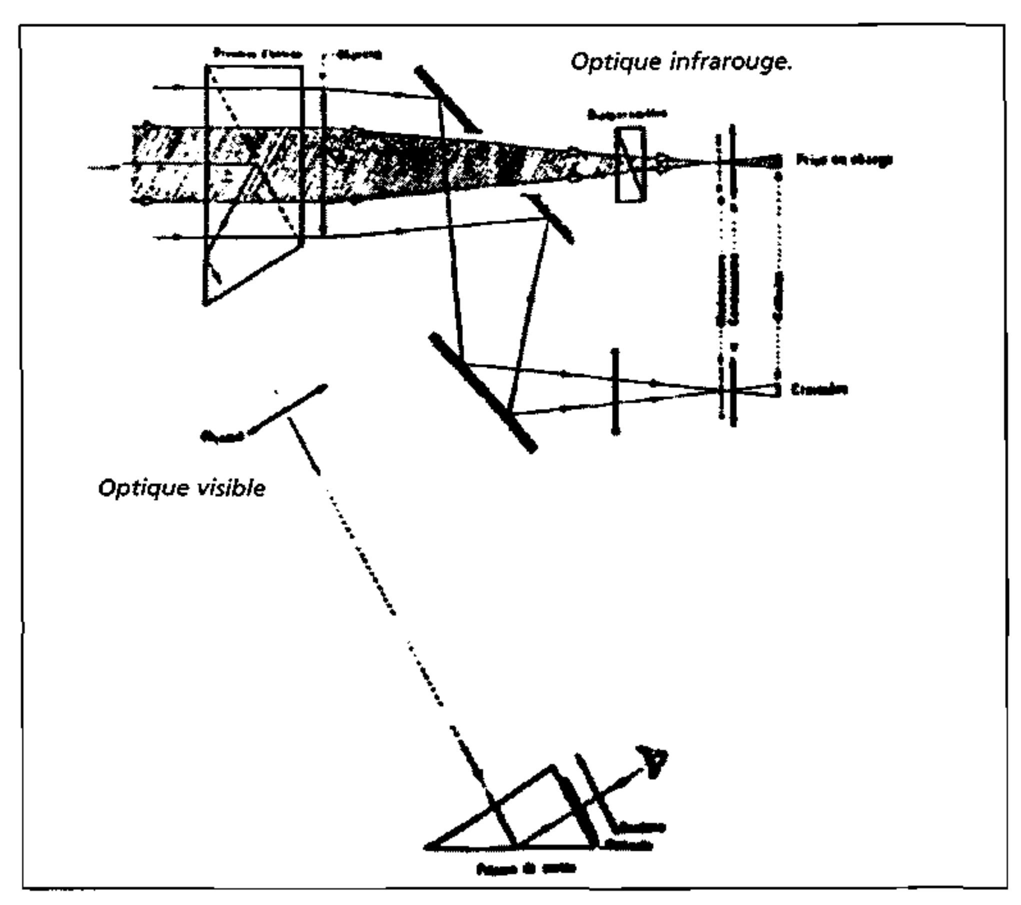
Ce boîtier contient également l'élaborateur d'ordres de guidage exploitant l'arrivée des signaux du gyroscope de roulis interne au missile et renvoyant par les fils, les ordres à transmettre à l'intercepteur de jet du missile en vol.



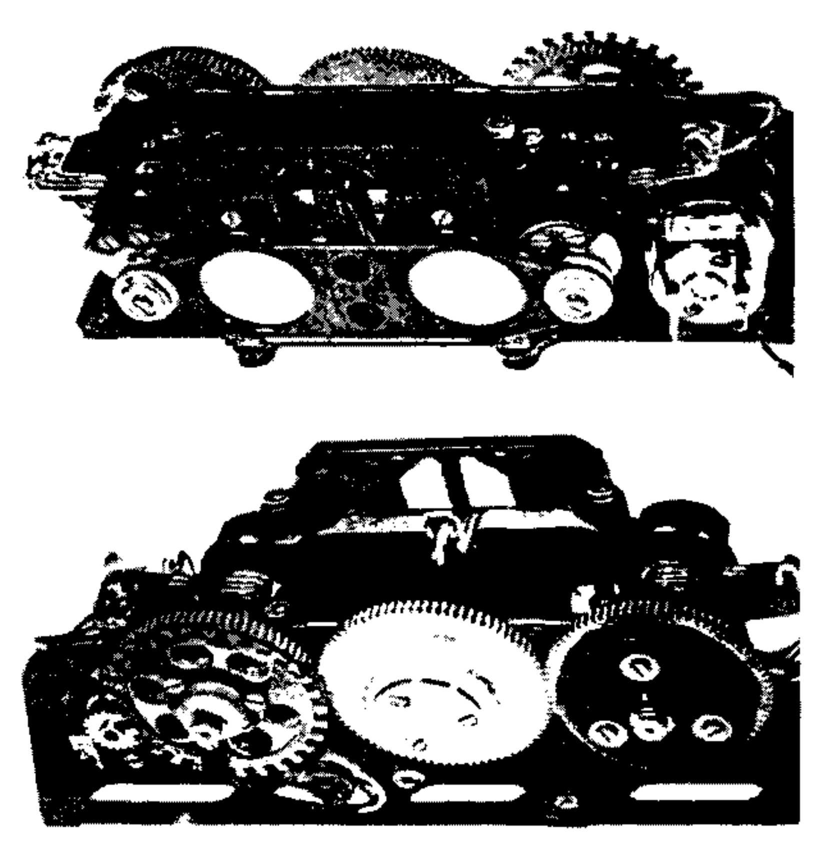
Vue du goniomètre Milan placé à l'horizontale.



Vue interne du goniomètre Milan.



Systèmes optiques : Trajet des rayons infrarouges et visibles.



Vue du bloc analyseur.

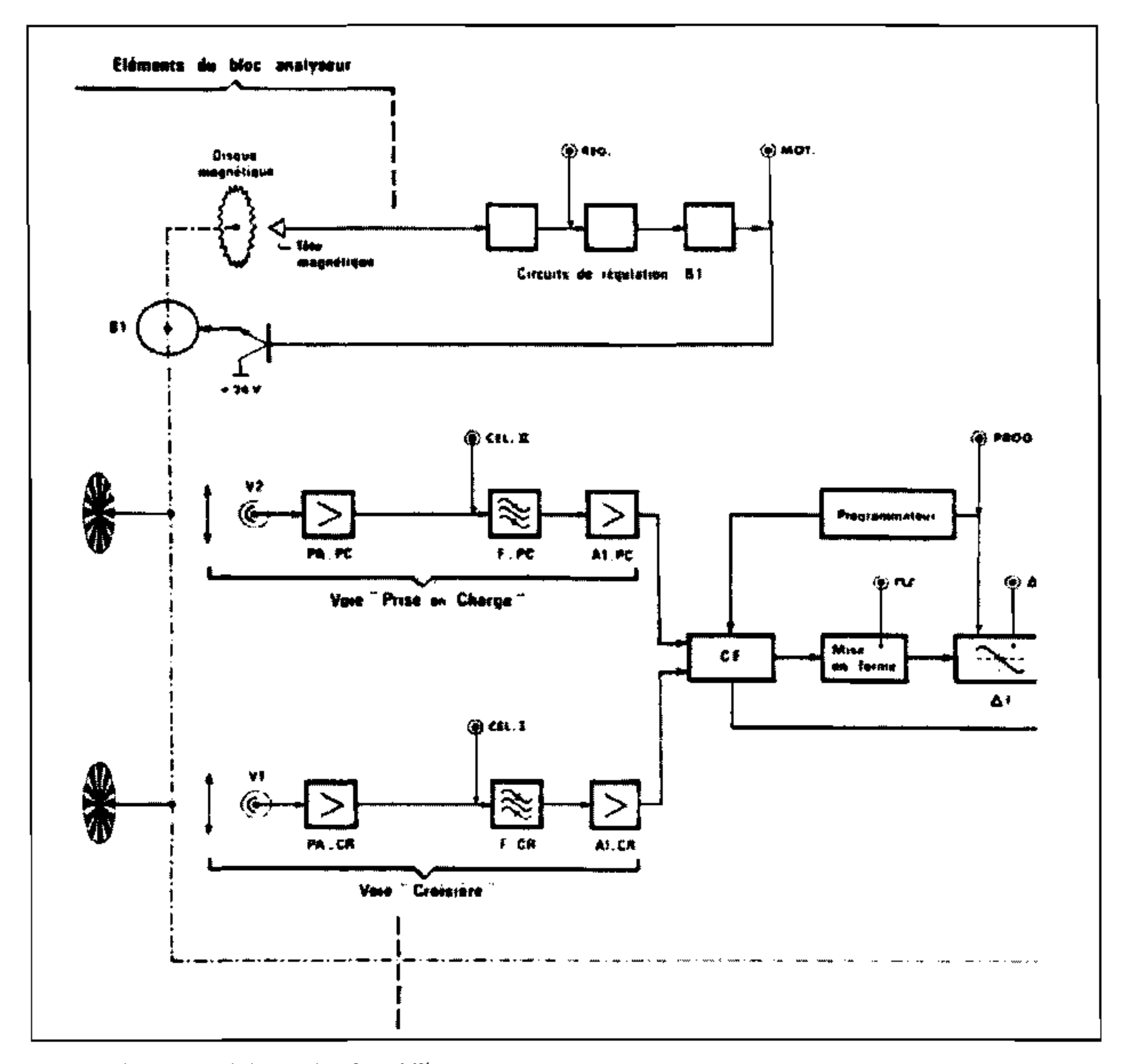


Schéma fonctionnel du goniomètre Milan.

La commutation prise en charge/croisière est faite automatiquement. On a vu que le poste de tir peut être connecté par un assemblage mécanique rapide à un trépied, ce qui permet la poursuite optique de cibles défilantes, jusqu'à bout de portée, avec une grande précision.

Ce pointage, progressif et sans à coup, est obtenu en gisement, directement par les poignées, en site, par une poignée à démultiplication mécanique, manœuvrable au poignet. Des astuces mécaniques (glissements secs à disques multiples notamment) et rattrapage de jeu ont permis de réaliser un système de pointage sans seuil, quelles que soient les conditions ambiantes, et ce avec des précisions de pointage de l'ordre du 10ème de millième. Les perturbations, délestage au moment du départ du coup et éjection du tube, sont bien absorbées, et pour la suite, le tireur n'a plus, en main, que sa lunette de visée, puisque le tube a dégagé.

Caractéristiques générales du poste de tir :

- Poids 17 kg.
- Optique grossissement 7. Champ ± 75 mrd

Goniomètre :

Champ de prise en charge	± 40 mrd
Champ croisière	± 10 mrd

A ce jour 1999, plus de 10 000 postes de tir ont été livrés.

2.4.1.2.3. La caméra Mira.

On a vu que le missile MILAN est tirable de nuit, grâce à son traceur de nuit, et au goniomètre I.R. du poste de tir, cette liaison étant assurée dans la fenêtre de transparence de l'atmosphère vers 2,2 μ (cellules au PbS au poste de tir). Il faut, par contre, que le tireur puisse, d'abord, observer de nuit, et viser la cible sans que ces diverses opérations soient perturbées par le tir du missile.

Dans la partie III, sont développées les considérations physiques de base qui ont évolué, au cours des âges, pour satisfaire la demande des militaires de permettre le combat de nuit : - pots éclairants - amplificateurs de lumière - utilisation des rayonnements infrarouges lointains dans la fenêtre de transparence de l'atmosphère 8 - 13 μ :, c'est la technique "FLIR" (Forward Looking Infra Red). Les progrès récents, considérables, de cette dernière technique, ont permis de concevoir, associée au système MILAN, la caméra thermique MIRA, fondée sur la technique FLIR.

La caméra MIRA comporte :

Un bloc optique à deux lentilles de germanium qui recueillent les radiations infrarouges dans la bande considérée.

Un bloc optico-mécanique pour un balayage série - parallèle et l'harmonisation automatique des axes de visée infrarouge.

Un bloc de détection et de visualisation par mosaïque de photoconducteurs CMT, refroidis à 77° K (- 196° C) associé à une mosaïque de diodes électroluminescentes.

Un bloc électronique à amplificateurs hybrides.

Un bloc de réglage pour la focalisation, le contraste et la luminosité de l'image.

Un bloc cryogénique qui porte le bouton de commande principal.

Un bloc d'alimentation électrique amovible (pile au lithium ou cadmium nickel).

Une petite bouteille d'air comprimé, également amovible, pour le refroidissement des détecteurs.

Ces deux derniers éléments peuvent être remplacés en quelques secondes par des rechanges. L'autonomie d'un jeu de ces accessoires (pile électrique et bouteille d'air comprimé) est de 2 heures.

Avantages de la caméra thermique MIRA :

C'est un bloc compact qui s'installe en quelques secondes, sans nécessiter d'outillage, sur le poste de tir standard MILAN.

L'harmonisation des optiques est automatique et ne demande aucun réglage des axes de la caméra, ni du poste de tir.

Les conditions de pointage et de poursuite des cibles restent identiques de jour comme de nuit. Le tireur utilise l'oculaire du poste de tir absolument normalement. Le principe du guidage du missile n'est pas changé.

La caméra MIRA est un dispositif passif qui permet la veille, la recherche des objectifs et le tir de nuit. Cependant, de jour comme de nuit, elle améliore considérablement les possi-

bilités de détection des cibles chaudes par temps de brume, brouillard, fumées, camouflages divers. L'image thermique du paysage, où apparaissent particulièrement les corps chauds - corps humain, moteur de véhicules, etc. - est convertie en une image "visible", qui est projetée dans le circuit optique du poste de tir normal, jusqu'à l'oculaire du tireur.

La caméra MIRA satisfait aux spécifications de base du système d'arme MILAN, notamment en ce qui concerne la robustesse, la fiabilité, la facilité d'emploi et de maintenance.

Caractéristiques générales et performances de la caméra thermique MIRA :

Dimensions : 540 x 158 x 258 mm

Poids : 9 kg avec bloc d'alimentation électrique et bouteilles de refroidissement

Champ de vision : 6° x 3°

Détection :	supérieure à 4 000 m	*Valeurs moyennes susceptibles*
Reconnaissance :	supérieure à 2 000 m	*de varier suivant les*
Identification :	supérieure à 1 500 m	*caractéristiques de l'objectif et les*
		conditions atmosphériques.

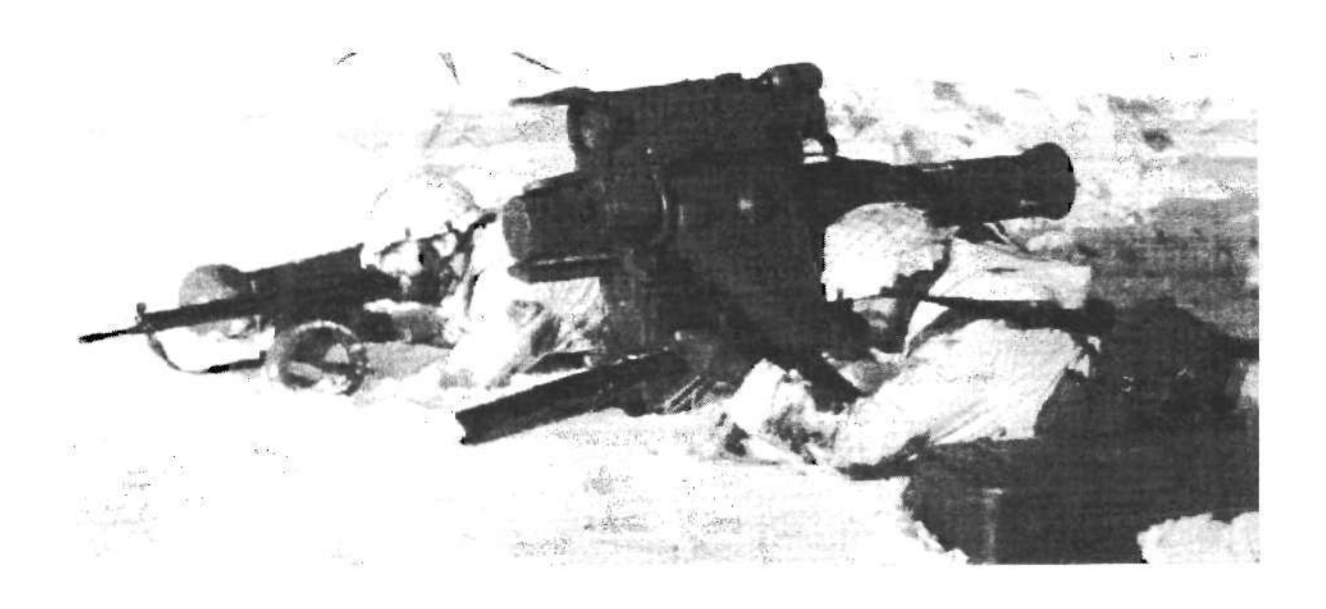
Portée de tir : 2 000 m

Autonomie : 2 heures - avec un jeu d'alimentation.

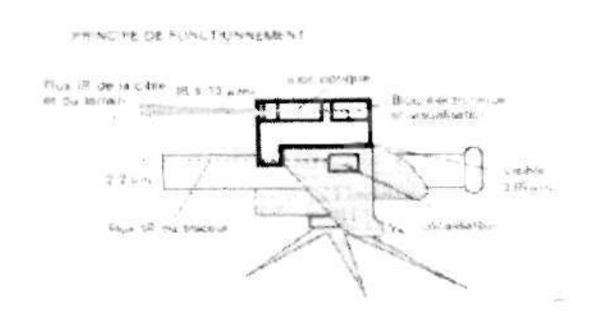
A noter que cette capacité d'observation de nuit, par l'association d'une lunette FLIR et de l'optique normale du poste de tir MILAN, a été fort appréciée des unités d'infanterie engagées en combat réel, comme un moyen complémentaire, largement diffusable, à côté des lunettes, éventuellement plus performantes, équipant des véhicules spécialisés.

2.4.1.2.4. Les matériels de contrôle.

Le missile MILAN est une munition. Les conditions générales de sa production sont absolument similaires à celles des munitions classiques, c'est-à-dire que les sous-ensembles sont conçus pour être fabriqués en lots homogènes, sensiblement de même importance en nombre que les lots de missiles eux-mêmes et recettés suivant des spécifications très strictes, permettant de garantir la qualité de ces lots et leur aptitude à être intégrés dans les missiles complets, avec un niveau de qualité compatible avec la qualité globale exigée au niveau du missile complet.



Caméra MIRA : Montage de la caméra Mira sur le poste de tir standard Milan





Les missiles sont ensuite assemblés par lots homogènes, et sont marqués individuellement suivant les normes habituelles aux munitions. Les dossiers de fabrication permettant le suivi éventuel des sous-ensembles entrant dans leur composition, grâce à un marquage d'identification assurant la "traçabilité" de ces sous-ensembles.

Les missiles sont présentés "lotis" aux commissions officielles de recette (SIAR), qui choisissent les épreuves, climatiques et mécaniques, à faire subir à chaque lot et les conditions de prélèvement et de tirs réels à effectuer. Un barème conforme aux clauses des marchés permet de chiffrer la qualité du lot présenté, lequel est accepté, doit être remanié ou peut être refusé, en fonction des résultats de la recette.

En période de production série "normale", les lots sont de l'ordre de 1 000 à 3 000 missiles, ce qui correspond à des productions sensiblement mensuelles.

Le poste de tir est contrôlé par un "missile de contrôle" en forme de tube porte missile réel et qui permet un test général 1er échelon des fonctions de poste de tir.

En cas d'anomalie, un 2ème échelon plus complet permet le changement du ou des sous-ensembles incriminés.

2.4.1.2.5. Les matériels d'instruction.

On considère ici essentiellement la formation et l'entraînement des tireurs.

La mise en œuvre du matériel MILAN est simple et la formation initiale des tireurs est rapide. Cependant, pour employer l'arme au maximum de ses capacités, l'instruction et un entraînement régulier sont indispensables. C'est le rôle des "simulateurs". A cet effet, la société Dorand, en liaison avec EUROMISSILE, a développé une gamme de simulateurs qui permettent :

Une formation initiale et un entraînement efficace au tir de jour et de nuit, sans les sujétions de coût et de sécurité de tirs réels.

Un entraînement réaliste et motivant à l'emploi tactique du système d'arme.

Une excellente motivation des tireurs.

Un contrôle réaliste des niveaux atteints par les unités MILAN.

La société EUROMISSILE offre, en outre, à ses clients, un ensemble complet de moyens

d'instruction, ainsi que la documentation technique et d'emploi du système d'arme :

Des salles d'instruction équipées.

Des maquettes à l'échelle 1.

Des maquettes 1/4 de coupe pour l'instruction technique.

Des maquettes de tubes de munitions lestées centrées.

Des films documentaires, cassettes vidéo.

Des diapositives.

Ci-après, quelques renseignements sur les simulateurs existants.

Simulateur DX 143.

Il est destiné à l'entraînement technique des tireurs MILAN. Il comprend un bloc optique associé au poste de tir, un calculateur et une alimentation situés chacun dans un tube en forme du tube missile réel.

Il permet d'exécuter, en salle ou sur le terrain, des tirs fictifs sur des buts réels. Le contrôle de la qualité de la visée et du tir est effectué par l'instructeur qui dispose à cet effet d'une lunette ou d'un dispositif de recopie vidéo.

Les écarts de visée pouvant être mesurés et décomptés, ce qui permet de "noter" l'élève tireur.

Avec le système vidéo, la qualité d'un exercice peut être visualisée pour tout un groupe d'élèves, et l'instructeur peut la commenter.

Dimensions et poids :

- Bloc optique DX 43	2,7 kg
24 x 21 x 14 cm.	
Calculateur dans un tube porte-munition :	
120 x ø 19 cm	15 kg.
Lunette de contrôle de visée :	
16 x 10 x 8 cm	0,8 kg.
16 x 10 x 8 cm	0,8 kg.

Simulateur DX 207.

C'est un simulateur d'entraînement au tir de nuit.

On a vu que la lunette à imagerie thermique MIRA permet le tir du MILAN la nuit, dans des conditions et avec une efficacité comparables à celle de jour, quelquefois même meilleures (cas de fumées, de brouillard).

L'imagerie thermique est cependant très différente des images diurnes. Les signatures caractéristiques des cibles nécessitent un véritable apprentissage pour identifier, plus sûrement, les silhouettes thermiques rencontrées. Par exemple, la position et forme des tuyaux d'échappement, lesquels rayonnent notablement plus que d'autres parties du véhicule, du fait de leur température élevée, peuvent caractériser tel ou tel char ou autre véhicule.

Les chenilles des chars sont, en général, plus chaudes et peuvent aussi caractériser tel ou tel type de char.

Le simulateur DX 207 (EVIR) permet cet entraînement essentiel.

Il se compose de :

Un système de visualisation par écran TV.

Un magnétoscope.

Un dispositif de pointage de tir.

Une ensemble électronique.

Un pupitre de commande qui regroupe :

Les dispositifs de commande et de sélection des mode fonctionnement.

Une visualisation numérique d'affichage et de résultats.

La télécommande du magnétoscope.

L'écran de télévision présente :

Des images thermiques de paysage et d'objectifs réels, à partir de vidéo-cassettes pré-enregistrées.

Un réticule commandé par l'élève tireur au moyen de son dispositif de pointage.

La trajectoire fictive du missile MILAN.

Le point théorique à viser sur la cible.

Ce simulateur permet d'évaluer :

La rapidité et la justesse de la reconnaissance et de l'identification des cibles présentées à l'élève.

La précision du pointage et du guidage du missile vers le centre le plus vulnérable de la cible.

Caractéristiques :

- Alimentation :	220 V	50 Hz.
- Ecran TV :	51 cm	625 lignes monochrome.

Sortie par BNC pour recopie sur TV supplémentaire.

Entrée vidéo pour magnétoscope standard.

Simulateur DX 175.

C'est un simulateur d'entraînement au combat, lors des manœuvres sur terrain réel, des personnels et des groupes antichars MILAN. Il se compose essentiellement d'un projecteur Laser, couplé au poste de tir, actionné en même temps que celui-ci, et d'une ou plusieurs balises réceptrices disposées sur la cible.

Il comprend un tube de munition factice, disposé sur le poste de tir normal. Ce tube comporte :

Un bloc optique.

Une calculatrice.

Une face parlante avec les organes de commande.

Une cassette spécifique MILAN.

Performances :

portée supérieure à 2 000 m.

précision : ± 0,1 mrd

densité d'énergie Laser : conforme à la norme ANSIZ 136 - 1 - 1976.

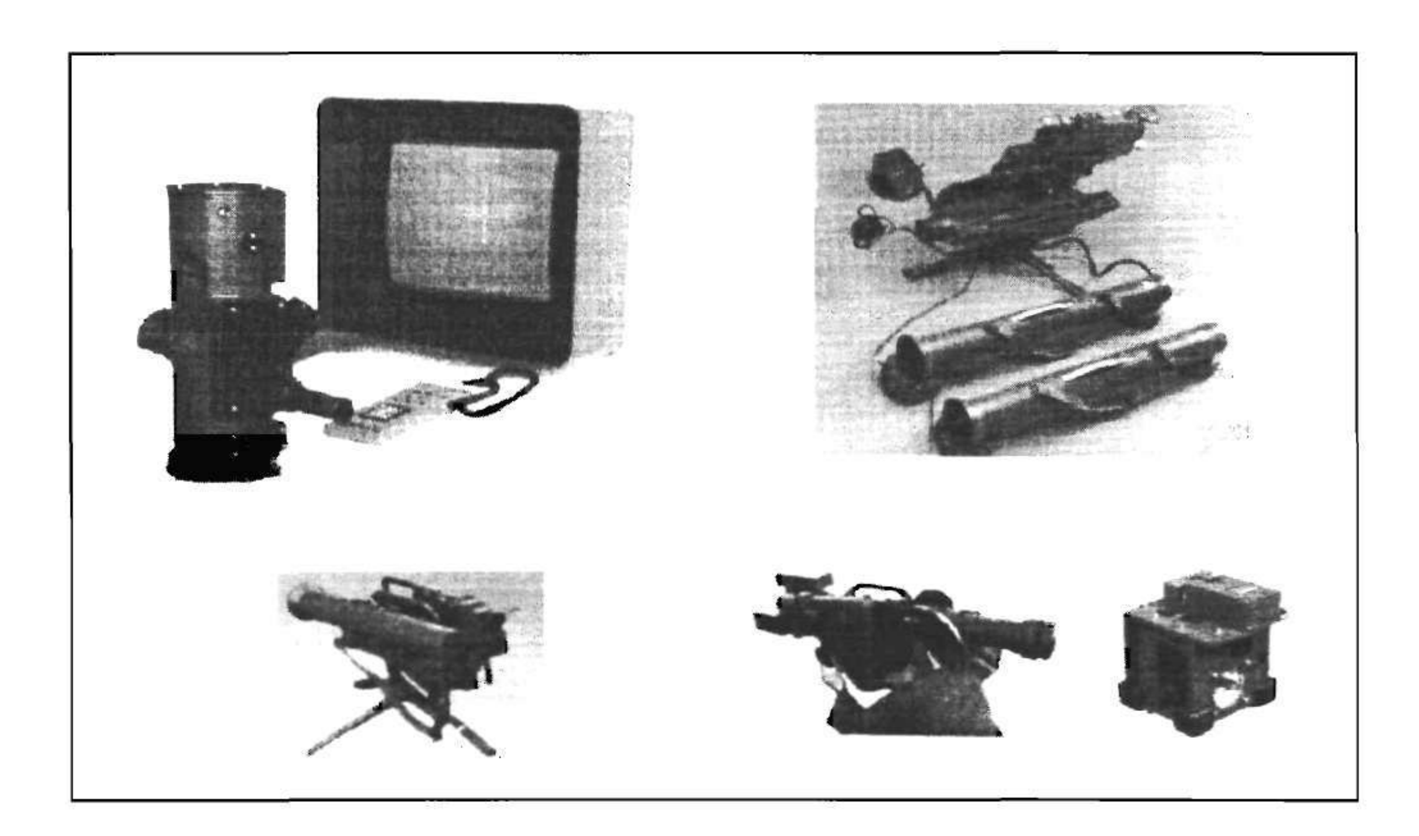
Utilisation :

Simulation de tirs de précision sur cibles réelles équipées de réflecteurs - détecteurs.

Parcours de combat et coordination des tirs.

Participation à des exercices de combat à double action.

Chaque tir simulé est sanctionné en temps réel et les résultats sont enregistrés pour les commentaires ultérieurs.



DOCUMENT : LES SPECIFICATIONS MILITAIRES POUR LE FUTUR MILAN

Ministère des Armées
Direction des Etudes et Fabrications d'armement
Saint-Cloud
N° 3371 RAN/DEFA.ENG. 4 E. 782

Saint-Cloud, le 4 juin 1962

Le Directeur des Etudes et Fabrications d'Armement
à
Monsieur le Directeur de la Société Nationale " Nord-Aviation "
2 à 18 rue Bréguet à Châtillon-sous-Bagneux

Objet : Etude d'une arme légère anti-char à fil
Références : n° : 6111 – ST/DEFA/PAG.4 du 8 septembre 1961
n° : 1614 – RAN/DEFA/ENG.4 E.782 du 14 mars 1962

Monsieur le Directeur,

J'ai l'honneur de vous faire connaître que j'envisage de donner une suite favorable à vos propositions antérieures (DE/GE n°11090/4987 – LD/HF du 24 novembre 1961, précisée par note n°4811-DE du 27 mars 1962), le programme de l'engin antichar léger à fil paraissant maintenant suffisamment précisé.

Je vous demande de bien vouloir m'adresser :
1) Les caractéristiques techniques que vous proposez pour la réalisation d'une telle arme, compte tenu des données figurant en annexe.
2) Une proposition financière précise établie sur les bases ci-après :
- montant global, toutes taxes comprises : 3 millions de N.F.,
- durée d'activité : 12 mois (du 1er avril 1962 au 1er avril 1963),
- dépenses contrôlées à prix plafond.

Le marché à intervenir comporterait deux postes principaux :
Poste " A " : Etudes et essais technologiques, y compris tirs de missiles expérimentaux, d'un montant plafond de 1,5 millions de N.F. (toutes taxes comprises) ;
Poste " B " : Etablissement de projets, dossiers d'études et dossiers de calculs d'un montant plafond de 1,5 million de N.F. (T.T.C.).

L'ensemble des activités correspondant à ces deux postes permettant de définir complètement " l'arme légère antichar à fil " à réaliser pour répondre aux spécifications en annexe. Ces spécifications correspondent aux désirs des utilisateurs, tels que définis à mes services au cours de très récentes conversations.

Il se dégage de ces conversations que la valeur de l'arme étant étroitement liée aux performances de la charge militaire, il vous appartient de faire entreprendre, dès à présent, les réalisations et expérimentations nécessaires à la confirmation des évaluations théoriques faites jusqu'ici sur ce point.

Veuillez agréer, Monsieur le Directeur, l'expression de ma considération distinguée.

Pour le Directeur des Etudes et Fabrications d'Armement
L'Ingénieur Militaire Général de 1ère cl. Des F.A. TAYEAU
Chef du Service " Recherches et Armes Nouvelles "

ANNEXE

ELEMENTS DE SPECIFICATIONS MILITAIRES SOUHAITEES
POUR UNE ARME LEGERE ANTICHAR A FIL

1) Ordre de priorité des caractéristiques principales de l'arme

La résistance au brouillage constitue une caractéristique essentielle.

Le système de guidage devra permettre de tirer sur tous objectifs se présentant à plus de 10° en gisement de la direction du soleil.

Les autres caractéristiques sont à classer dans l'ordre ci-après :

a) probabilité de destruction du char, par le premier coup ;
b) encombrement et poids de l'arme aussi réduits que possible ;
c) discrétion ;
d) portée ;
e) cadence de tir ;
f) tir en tout temps et tir de nuit ;
g) facilité d'emploi et d'instruction ;
h) tir tous azimuts.

2) La probabilité de destruction

Est définie comme le produit de trois probabilités :

2-1 : Probabilité de fonctionnement de l'ensemble missile arme de lancement et poste de guidage ;
2-2 : Probabilité d'atteinte résultant de la précision du guidage ;
2-3 : Probabilité de mise hors de combat du char, par action de la charge militaire.

Ces différents points sont précisés ci-après :

I- La probabilité de fonctionnement globale demandée est de 90%. Toutefois, il ne semble pas qu'une probabilité de fonctionnement pour le missile seul, inférieure à 93% soit acceptable.

II- La probabilité d'atteinte de 90% est à réaliser à toute distance de combat (de 200m à 1600m) sur un but en mouvement à une vitesse de 10 m/s, perpendiculaire à la ligne de visée et présentant une hauteur de 2m20 au-dessus du sol et une longueur de 4m60.
Toutefois il est hautement souhaitable que la même probabilité d'atteinte puisse être obtenue pour des portées allant de 75m à 2000m sur une cible fixe de hauteur 0m90 au-dessus du sol et de largeur 1m80.

III- La probabilité de mise hors de combat du char sera jugée par le nombre de coups perçant la cible complexe représentant le char moyen ou le char lourd.
Char moyen :
- Préblindage 10mm d'acier à 80kg/mm2 ±10
- Air : 330mm
- Acier doux 25mm (40±5kg/ mm2)
- Air : 330mm
- Acier à blindage 60mm (80kg/mm2 ±10)
(aciers de blindage modernes au nickel chrome)
- La direction d'action de la charge creuse faisant un angle de 65° avec le plan parallèle à l'ensemble des plaques.

Char lourd :
Même cible que précédemment, la dernière plaque ayant une épaisseur de 80mm au lieu de 60.
Sur 20 coups tirés 18 ou 19 devront percer la cible char moyen
15 ou 16 la cible char lourd.

3) Encombrement et poids de l'arme

L'arme devra être réalisée de manière à pouvoir être épaulée par un homme seul en position debout, à genoux ou couché.

Son poids, y compris les dispositifs de visée et de télécommande automatique (poids de la masse épaulable) ne devra pas excéder 15kg.

L'encombrement devra permettre un camouflage facile.

Normalement l'arme sera servie par plusieurs hommes qui assureront son approvisionnement en munition, mais elle devra être mise en œuvre par un tireur unique sans le concours d'aucun aide.

Elle pourra comporter, en dehors du poids mentionné ci-dessus :
a) un trépied support orientable en site (±10°) et en azimut (±180°) ;
b) un câble de raccordement permettant de séparer le tireur du lieu de départ de l'engin ;
c) un bras périscopique amovible.

4) Discrétion
L'arme devra être aussi peu repérable que possible, pour cela :
- le système de guidage automatique sera assuré par un récepteur passif,
- l'envoi des ordres sera effectué par fil,
- la vitesse de départ du missile, à la sortie du tube, sera limitée à 40m/s,
- l'allumage du propulseur sera retardé à la distance la plus grande, compatible avec la précision du tir,
- le départ devra faire le moins de fumée et de poussière possible.

5) Portée
La portée courte sera définie sur objectif défilant à faible vitesse, par la seule condition de sécurité du tireur.
L'armement de la fusée de la charge militaire devra s'opérer entre 50m et 75m, c'est-à-dire qu'il ne devra jamais se produire avant 50m et être toujours assuré après 75m (en cas de difficultés excessives sur ce point ces valeurs numériques pourront être légèrement adaptées).
La portée technique demandée pour le guidage est 2000m (propulsion et fil).
Au niveau de la mer, pour un objectif situé au site 0° et pour des limites de températures extrêmes de –40°C et +52°C la portée demeurera comprise entre 1950m et 2150m.
Pour la température moyenne de +15°C, la portée maximale ne devra pas descendre en dessous de 1950m pour un site de tir de +10°.
Enfin, pour un site de tir de +20° au-dessus de l'horizon, pour la température de 0°C et pour une altitude du tireur de 800m au-dessus du niveau de la mer, la portée maximale ne devra pas descendre en dessous de 1800m comptée selon la ligne de visée.

6) Cadence de tir
6-1 : La remise en état de l'arme après la fin d'un tir pour le tir suivant devra pouvoir être effectuée en quelques secondes ;
6-2 : La durée de trajet pour la portée maximale technique de 2000m devra être inférieure à 15s (une durée de trajet comprise entre 12 et 13s est souhaitable dans la mesure où elle n'alourdit pas l'arme d'une manière excessive).

7) Tir tout temps et tir de nuit
Le système de guidage doit être compatible avec les systèmes de vision nocturne actuellement en service.
Le matériel doit pouvoir être servi dans toutes conditions de vision de l'objectif.

8) Facilités d'emploi et d'instruction
Pour faciliter l'emploi de l'arme, le guidage devra être automatique et fournir une bonne précision :
- pour un tireur debout non appuyé jusqu'à 300m,
- pour un tireur à genoux jusqu'à 600m,
- pour un tireur couché bien appuyé jusqu'à 1000m.
Au-delà le guidage sera assuré en manuel ou bien il sera admis une moins grande précision de la télécommande automatique (60% par exemple de probabilité d'atteinte à 1600m).
La possibilité de séparation du tireur et du point de départ du missile ne devra pas être exclue, mais aucune des caractéristiques de l'arme ne devra être sacrifiée à cette mission considérée comme secondaire. Dans ce cas le guidage sera obligatoirement manuel.
Le stockage du matériel devra être aussi simple que possible et ne nécessiter aucun entretien (entre –62°C et +71°C).
Le matériel devra pouvoir être parachuté.
La possibilité de transport maritime exige la résistance du matériel à la corrosion en brouillard salin.
L'arme devra être conçue ainsi que son matériel d'instruction et d'entraînement de manière à ne consommer qu'un minimum de missiles pour la formation des tireurs.

2.4.2 : ACRA Rédacteur : IGA : DE BERNARDI

1. GENÈSE DE L'ÉTUDE

En Janvier 1960, l'APX, sous la signature de l'IC LHERITIER, publie un avant-projet de système d'Arme Anti Char Rapide (ACRA) conçu pour être l'armement lourd des véhicules blindés :

- Lancement par canon : 100 m/s à la bouche

- Accélération de 50g pendant 1 s, portant la vitesse à 600m/s

- Croisière maintenant cette vitesse pendant 4 s

- Portée efficace max. supérieure à 3000 m grâce à des gouvernes aérodynamiques

- Guidage sur faisceau directeur couplé à une optique orientée par un tireur

- Une munition complémentaire non guidée, tirée par le même canon pour traiter les véhicules légers et les installations au sol

- Il s'agit d'apporter par rapport à la 1ère génération de missiles :

- Un temps de vol réduit (moins de 10 s à 3000m)

- Une réduction de la dispersion de départ (effet canon)

- Une conduite de tir automatique simplifiant le pointage par le tireur en place du pilotage manuel impliquant une formation longue et coûteuse.

- Il faut se souvenir aussi qu'à la même époque, les Etats-Unis prônaient le concept du missile tiré de canon, ce qui les avait conduits à réaliser le SHILLELAGH (pourtant subsonique) et qu'ils en faisait une intense propagande. Le système a été produit en série et mis apparemment en "service" (quoique jamais en opérations).

2. CARACTÉRISTIQUES MILITAIRES

En 1962, l'EMAT, après échanges de vues avec la DEFA, édite des spécifications qui seront complétées en 1965 et 1968. On trouvera ci-après le texte original de l'annexe technique de l'édition de 1968.

On remarquera qu'au paragraphe. 2.3.2, la condition de temps d'arrivée sur l'objectif, en considérant la porté de 3000 m, laissait encore la place à un engin "sonique", ce qui n'est pas confortable pour le guidage aérodynamique et qui impliquait en fait de passer en franc supersonique.

PROJET EN DATE DU 3 MAI 1968

CARACTERISTIQUES MILITAIRES DU SYSTEME D'ARME ANTICHAR ACRA

1. - MISSIONS

1.1. - Fournir à un véhicule de combat une grande probabilité de détruire, par tir direct, dans tous les types d'affrontement, même les plus brefs et les plus inopinés, les blindés ennemis les plus lourds, y compris les chars de soutien.

Permettre, en outre, de traiter efficacement dans la zone avancée du champ de bataille :

- le personnel à découvert,
- les véhicules faiblement blindés,
- les installations de campagne.

1.2. La mission principale antichar est assurée par un missile guidé, la mission secondaire par une munition complémentaire antipersonnels.

2. - CARACTERISTIOUES DE L'ARME ANTICHAR (missile guidé et équipement de tir)

2.1. - Portée

- maximum : indispensable 3.000 mètres

souhaitable jusqu'à 4.000 mètres

- minimum : la plus petite distance compatible avec la sécurité des servants (75 mètres au maximum).

2.2. - Efficacité

2.2.1. - Fonctionnement

- Une probabilité de bon fonctionnement du système de 95% au départ du missile et en vol doit être obtenue pour des équipements de tir ayant fait l'objet des contrôles prévus au 2.6.1.

- la fiabilité des équipements de tir ne devra pas affecter sensiblement la capacité opérationnelle des unités (voir 2.6.5.).

2.2.2.- Précision -

La probabilité d'atteinte doit être supérieure aux valeurs suivantes :

Probabilité d'atteinte	Portée	Dimensions des cibles	
		fixe	mobile
80 % souhaitable	minimum à 200 m	H = 0,9 m L = 1,8 m	H = 2,3 m L = 4,6 m
90 % essentiel	200 à 2000 m	" "	" "
80 % essentiel	2000 à 3000 m	" "	" "
80 % souhaitable	au delà de 3000 m	" "	" "

2.2.3. Effet terminal

Chaque missile atteignant la cible doit avoir une haute probabilité (de l'ordre de 90 %) d'exercer un des effets suivants sur le char lourd :

- destruction du char,

-mise hors d'usage de l'armement principal,

- immobilisation du char,

- mise hors de combat de l'équipage.

2.3. Temps d'intervention :

2.3.1. - Il est souhaitable de pouvoir intervenir à toute distance sur un objectif fugitif, visible durant moins de 20 s.

2.3.2. - Il est essentiel que le temps compris entre la mise à feu et le temps d'arrivée sur un tel objectif soit inférieur à 10 s.

2.4. *Cadence de tir*

2.4.1. - La cadence de tir doit être la plus élevée possible et telle qu'au moins 3 tirs puissent être effectués pendant une minute à toute portée (4 souhaitables).

2.4.2. - Le renouvellement d'une telle cadence doit être possible après une interruption de tir n'excédant pas quatre à cinq minutes (cette interruption ne doit pas exclure la possibilité de tirer la munition complémentaire).

2.5. -Mise en œuvre

2.5.1. - Le missile doit pouvoir être lancé et guidé d'un véhicule de combat à l'arrêt. Le tir devra être possible au-dessus d'une étendue liquide.

2.5.2. - Le missile doit pouvoir être tiré sans préparation spéciale et être manipulé aisément à l'intérieur d'un véhicule de combat comportant ou non une tourelle.

Les éléments résiduels après tir (douilles ...) ne doivent pas constituer une gêne pour l'équipage.

2.5.3. - Le système de guidage doit être simple de mise en œuvre, pouvoir être utilisé de jour et de nuit par tous vents normaux de surface et doit être à l'abri du brouillage et des contre mesures.

2.5.4. - Il est nécessaire de disposer d'un matériel optique pour permettre le guidage du missile en toutes circonstances, y compris le combat nucléaire.

Il est souhaitable que ce matériel facilite l'identification des objectifs au delà de la portée maximum de tir.

Le missile devra pouvoir être tiré de nuit, en priorité :

a) en éclairage crépusculaire,

b) sur des cibles éclairées en lumière artificielle visible.

2.6. Servitudes

2.6.1.- Vérification de fonctionnement avant tir

Il convient de prévoir un dispositif simple permettant à l'équipage de vérifier à tout moment que les équipements de tir sont en état de fonctionnement.

2.6.2. - Discrétion d'emploi

Les fumées, lueurs et poussières devront être aussi peu repérables que possible par l'observation ennemie.

2.6.3. - Sécurité

L'armement de la fusée du missile doit être réalisé automatiquement à une distance qui garantisse la sécurité des servants (20 m, au minimum).

2.6.4. - Conditions d'environnement

Les conditions d'environnement pour le fonctionnement et le stockage doivent être conformes à celles définies par la note provisoire ASA/ENG n°5/66, complétées éventuellement par les conditions propres au véhicule porteur.

En particulier le fonctionnement du système doit être assuré de - 40 à + 52°C.

2.6-5. - Entretien - Vérification -

Le missile devra n'exiger pendant son stockage qu'un minimum d'opérations de contrôle et d'inspection.

Les équipements de tir devront se prêter facilement à l'entretien préventif et aux échanges aux échelons les plus bas possible.

2.7. - Matériel d'entraînement

Un matériel d'entraînement du personnel servant doit être prévu pour permettre l'instruction en utilisant le minimum de missiles.

2.8. - Priorités

Les caractéristiques principales sont énumérées dans l'ordre de priorité suivant comme directives à donner aux techniciens :

a) probabilités à toutes les portées de destruction au coup isolé,

b) portée,

c) cadence de tir,

d) dimensions physiques, encombrement, poids,

e) tir tout temps et tir de nuit,

f) invulnérabilité aux contre mesures,

g) facilités d'emploi et d'instruction.

3. - CARACTERISTIQUES DE LA MUNITION COMPLEMENTAIRE ANTIPERSONNELS

3.1. -Portée

Il est essentiel que la portée maximale d'emploi soit au moins de l'ordre de la portée du missile.

Il est souhaitable que cette portée soit supérieure à 4.000 mètres.

3.2. - Efficacité :

3.2.1. - Précision

Aux portées égales ou inférieures à 1.000 mètres, la probabilité d'atteinte des "premiers coups" doit être élevée contre des objectifs stationnaires (tels que infanterie à découvert, abris légers, véhicules à l'arrêt, maisons...).

Une bonne probabilité d'atteindre les véhicules en mouvement est souhaitable.

Aux portées de l'ordre de 2.000 mètres, la probabilité d'atteindre les objectifs stationnaires au moins au deuxième coup, doit être élevée et cette probabilité doit encore être notable à la portée maximale d'emploi.

3.2.2. - Effet terminal

L'effet principal exigé est l'effet contre les personnels à découvert. Il est essentiel que cet effet soit d'un niveau au moins égal à celui des projectiles d'artillerie classique de 105 mm.

Il est souhaitable que la munition présente un effet antivéhicule important. Un effet contre les véhicules blindés légers est intéressant mais n'est pas à rechercher à priori.

3.3. - Mise en œuvre

3.3.1. Dispositif de tir

Il est souhaitable que le projectile non guidé soit tiré avec le même dispositif de lancement que le missile.

3.3.2 - Masse et encombrement

La masse et l'encombrement de la munition ne doivent pas être supérieurs à ceux du missile (essentiel) et si possible inférieure (souhaitable).

Si l'association de cette munition au système ACRA devrait provoquer un accroissement des dimensions de la cartouche, cet accroissement devrait être très limité (essentiel).

Cette association ne devrait pas provoquer un accroissement important de l'encombrement sous tourelle de l'artillerie ni une complication de la conduite de tir ACRA (essentiel).

3.3.3. - Préparation du tir

Il est souhaitable que les probabilités d'atteinte définies au paragraphe soient obtenues avec une préparation de tir simplifiée et la plus brève possible.

3.4 - Servitudes

3.4.1. - La munition antipersonnels doit satisfaire à toutes les conditions de fonctionnement et de sécurité habituellement exigées en présence des environnements normaux et extrêmes.

3.4.2. - Le jet propulsif éventuel de la munition antipersonnels ne doit pas déposer de projections sur les optiques du char ACRA.

3. DESCRIPTION DU SYSTÈME D'ARME ACRA

Les composants du système d'arme

Le système d'arme ACRA est constitué des éléments suivants :

- Un missile antichar supersonique, encartouché, mis en œuvre sous blindage comme une munition classique et tiré sans contrôle préalable.

Le guidage par faisceau-directeur assure la précision et simplifie la formation des tireurs. Il a en outre l'avantage d'éviter pratiquement tout risque de brouillage.

- Une munition complémentaire non guidée à effet essentiellement antipersonnel, mais possédant une certaine capacité antiblindée.

- Une artillerie classique à tube lisse, d'encombrement et de masse réduits, tirant les 2 types de munitions.

- Une conduite de tir élaborée permettant le guidage du missile et le tir de la munition complémentaire.

Des matériels d'instruction pour la formation et l'entretien des tireurs.

3.1 Description du MISSILE

La structure du missile comprend quatre parties :

- ***Le propulseur*** en acier constitue la référence mécanique du missile par deux ceintures au calibre de 142 mm qui assurent le centrage et le guidage dans le tube. Le propulseur se termine à l'arrière par un ensemble convergent divergent.

- ***La partie arrière***, disposée autour de la tuyère, est constituée par l'ensemble de guidage qui comporte :

- Le culot muni de quatre cellules de réception;

- Le préamplificateur infrarouge;

- Les gouvernes principales et leurs dispositifs de commande (électro-aimants et amplificateurs);

- Les gouvernes de roulis et leurs dispositifs de commande (électro-aimants et amplificateurs);

- Le gyroscope de roulis et son dispositif de lancement.

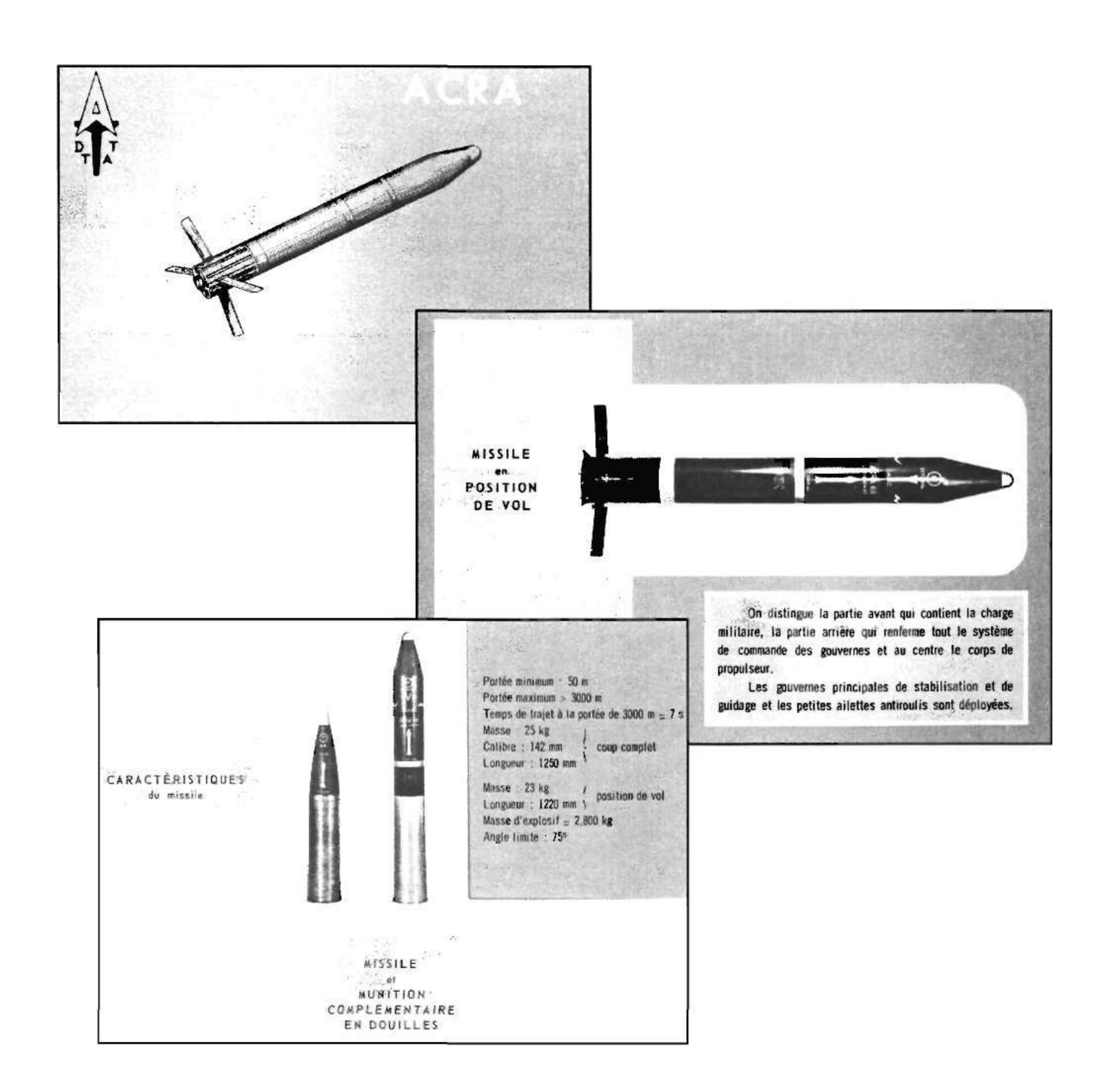
L'ensemble est fermé par quatre capots.

- ***La partie avant*** qui comprend :

- Le récepteur d'écartométrie, disposé autour du propulseur qui échange ses informations avec 1'ensemble de guidage par un passe-fil traversant le propulseur;

- La charge militaire, son mécanisme de sécurité et son contact de tête;

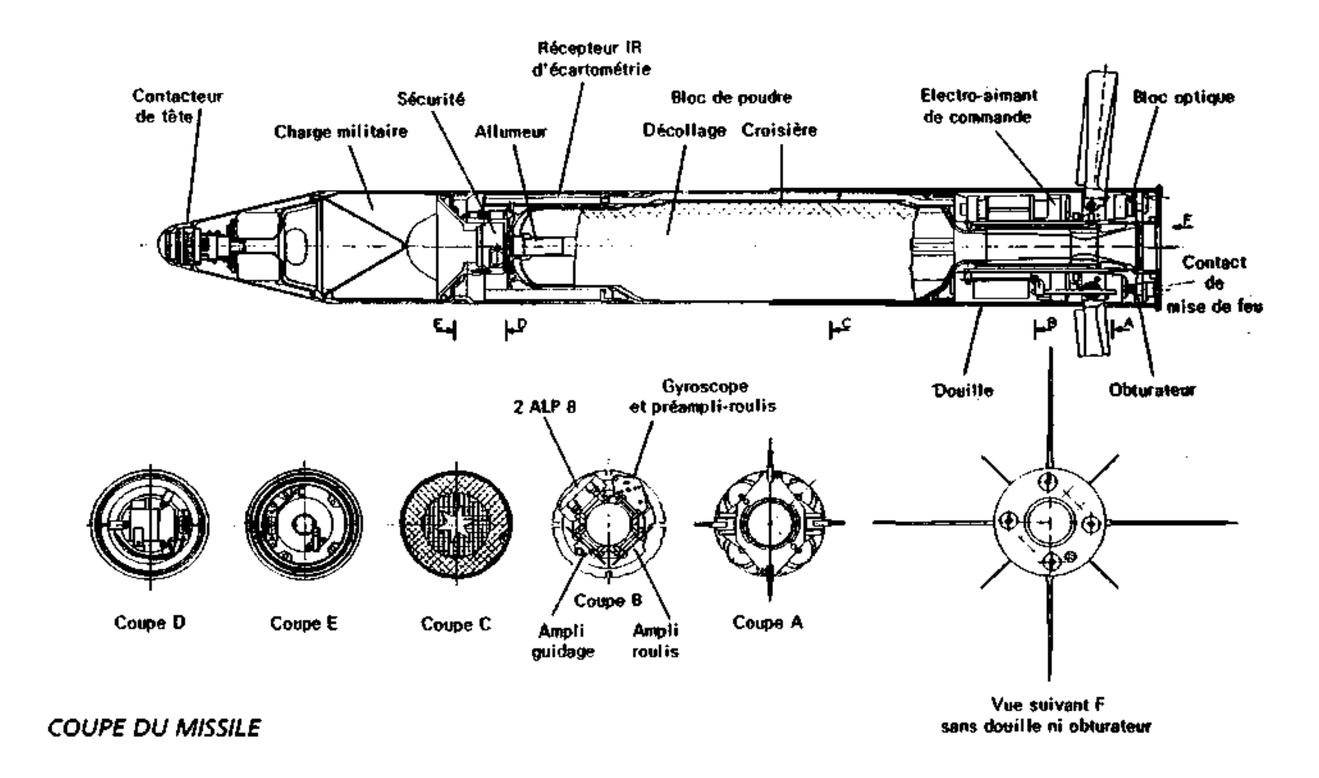
- L'alimentation électrique amorçable.



- ***La douille*** est réalisée en alliage léger et présente à l'arrière un évidement axial caractéristique permettant aux gaz du propulseur de remplir la culasse creuse du canon.

La douille :

- Maintient les gouvernes en position repliée pour le stockage et le chargement du missile;
- Assure la liaison avec le missile au moyen d'un dispositif d'ancrage;
- Maintient l'obturateur au contact du culot du missile;
- Contient une partie de l'appoint de poudre;
- Offre au ruban du gyroscope un point fixe pour son accrochage;
- Assure l'étanchéité de la munition (protecteur tactique en place);
- Permet l'orientation du missile en roulis dans sa position de chargement.



COUPE DU MISSILE

3.2 Les fonctions principales du missile

3.2.1. Propulsion

Le tracé du propulseur chargé est donné sur la figure2. L'enveloppe du propulseur est réalisée en acier à très haute résistance (186 hbars), le convergent de la tuyère en alliage de titane (TA 6 V), le divergent en acier résistant à la chaleur, les protections thermiques en durestos, le grain du col en graphite.

La structure du propulseur comporte en outre un élément important, le tube passe-fils, qui permet la liaison électrique entre l'avant et l'arrière du propulseur. La mise au point de ce tube passe-fils a présenté des difficultés importantes dans l'étude du propulseur.

A l'avant du propulseur se trouve un ajutage excentré qui reçoit l'emprunt de gaz pour la fonction armement de la sécurité de la tête militaire.

L'avant de l'enveloppe comporte aussi un trou fileté dans lequel est vissé l'allumeur. Cet allumeur, dont la paroi latérale en acier est perforée de trous radiaux obturés par un clinquant, est rempli d'une composition inflammatrice très chaude, produisant peu de gaz, initiée à la mise de feu par 2 inflammateurs. L'étanchéité du propulseur au niveau du passage des fils des inflammateurs est assurée par une perle de verre comportant 2 conducteurs.

Le bloc de poudre est réalisé à partir de 2 compositions "Épictète", l'une brûlant à 15 mm/s pour la phase décollage, l'autre à 4 mm/s pour la phase croisière. Le vernis est un vernis aux silicones, le bloc brûle radialement.

Pendant la phase décollage qui dure près de 1,5 s, la pression dans le propulseur est d'environ 150 bars; au cours de cette période le missile accélère de 140 m/s à 450 m/s. Pendant la phase croisière qui dure environ 6,5 s, le missile conserve une vitesse à peu près constante. La courbe de développement de pression est donnée par la figure 3.

La transparence des gaz émis par le propulseur a constitué la difficulté majeure de l'étude du missile ACRA et ce problème n'a pu être résolu que par l'emploi de poudres appropriées et d'un vernis émettant peu de fumées nocives.

La courbe de transmission infrarouge donnée par la figure 3 est typique du bloc de poudre. Le niveau de transmission faible au début correspond à l'éjection des éléments brûlés de l'allumage. Le niveau augmente ensuite durant la phase décollage, reste à peu près constant jusqu'à la fin de la combustion où il chute en général brutalement pour augmenter très peu de temps après. Cette chute très temporaire du niveau de transmission ne gêne pas le guidage du missile au-delà de l'extinction du propulseur.

PROPULSEUR

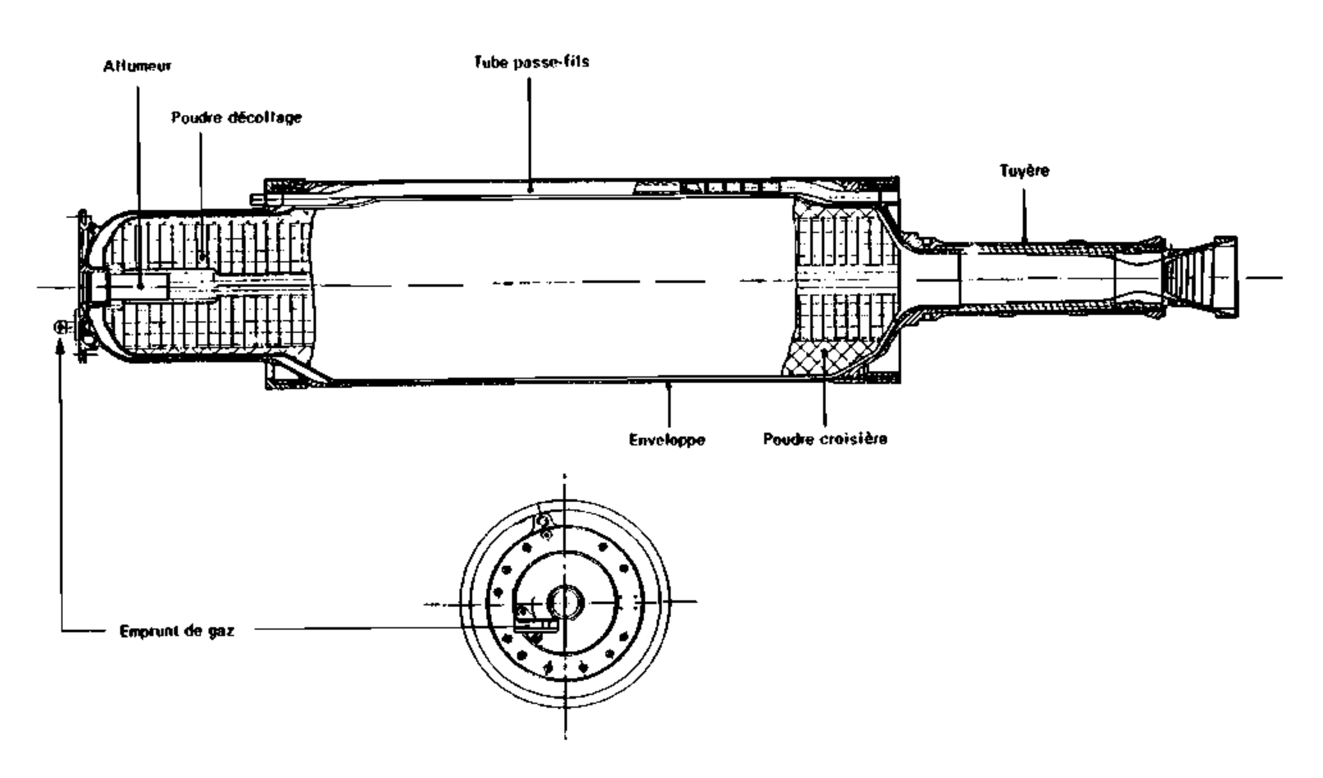


Fig. 2

La courbe de bruit associée et calibrée par rapport au bruit de l'amplificateur (Ba) est donnée par la figure 3.

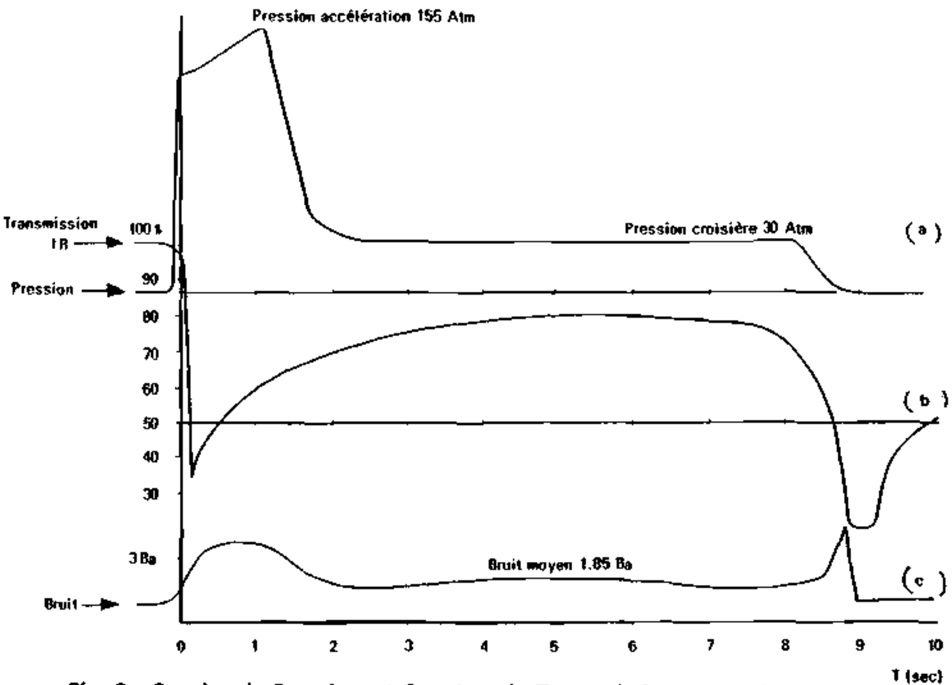


Fig. 3 : Courbe de Pression et Courbes de Transmission I.R. et Bruit

3.2.2 - Guidage

a) Principe de guidage

Le guidage du missile (fig. 4) s'effectue par alignement sur un faisceau directeur infra-rouge.

Ce faisceau est produit à bord du lanceur par un dispositif d'émission dont la source est un laser YAG continu, produisant un faisceau de lumière modulée de façon telle que le missile puisse déterminer sa position en site (Ez) et en gisement (Ey) par rapport à l'axe du faisceau.

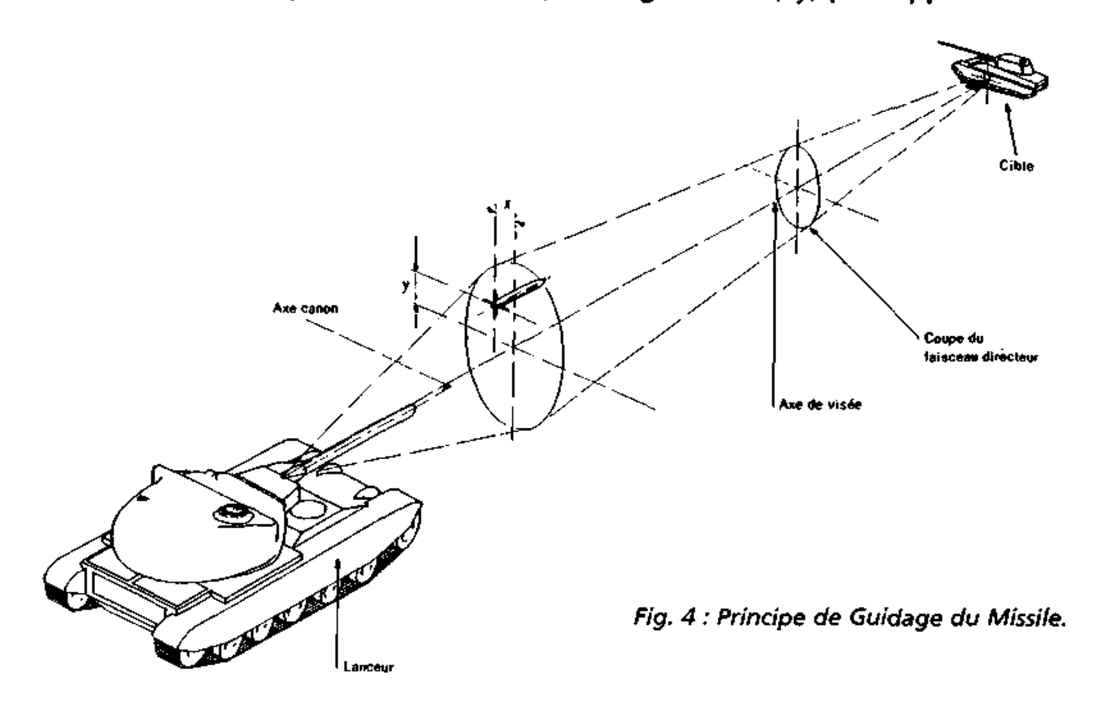


Fig. 4 : Principe de Guidage du Missile.

L'ouverture du faisceau est variable en fonction du temps, ce qui permet de disposer à bord du missile d'informations d'écart métrique ; cette variation obtenue à l'aide d'un objectif à focale variable placé dans le dispositif d'émission a l'avantage de délivrer au missile une puissance d'émission constante.

b) Principe de l'émission et de la modulation (figure 5.1)

1- Le laser délivre un pinceau lumineux monochromatique (1,06μ).

2 - Le séparateur est un système optique qui partage le pinceau lumineux en quatre pinceaux identiques.

3 - Le modulateur est un disque tournant à grande vitesse, percé de quatre rangées de fentes. A la sortie du disque de modulation, les quatre pinceaux lumineux sont individualisés et modulés à différentes fréquences F*l*, F2, F3, F4 centrées autour de 110 kHz.

4 - Le système de remise en forme rassemble les quatre pinceaux lumineux en un seul.

5 - Le diasporamètre est un prisme tournant, qui fait évoluer le pinceau provenant du laser dans un mouvement de translation circulaire.

SCHEMA DE PRINCIPE DE CODAGE

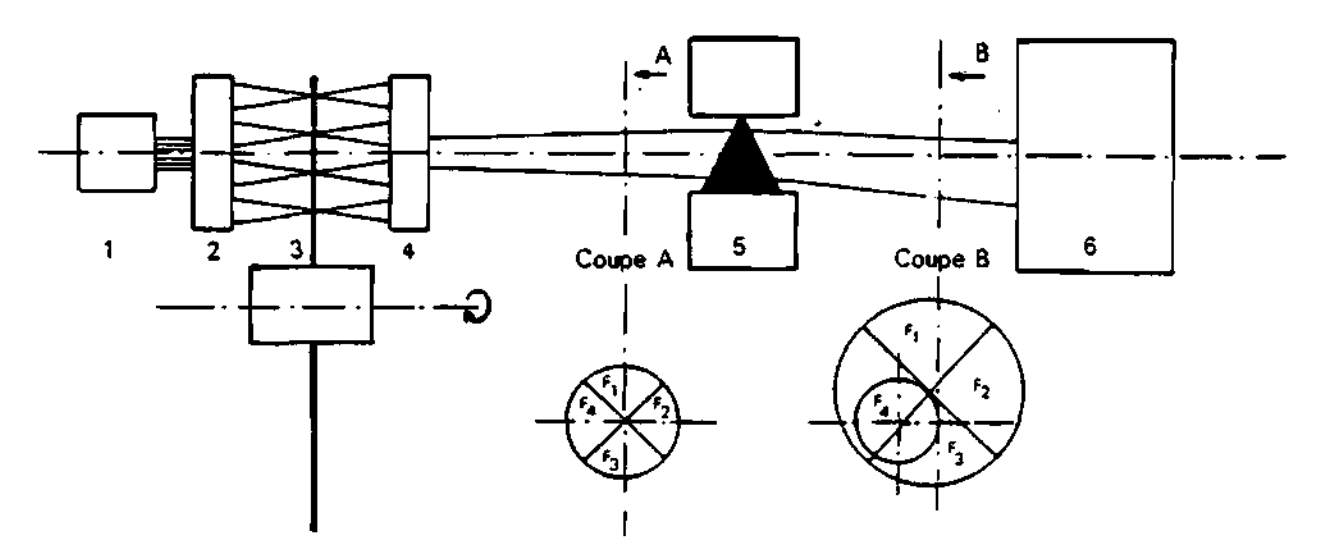


Fig. 5.1

6 - L'objectif à focale variable permet une évolution du champ éclairé à la sortie de l'émetteur en fonction de l'éloignement du missile.

c) Principe de la réception - des signaux

La figure 5.3 représente le faisceau éclairé et son évolution dans un plan passant par la tranche arrière du missile et perpendiculairement à l'axe du faisceau. Cet axe est confondu avec l'axe de visée du pointeur.

Le point 0 est le pied de l'axe du faisceau, le point E représente le missile.

Le champ éclairé évolue dans le plan de la figure, il a la forme d'un cercle de rayon R partagé en quatre régions (chacune modulée aux fréquences F1, F2, F3 et F4), son centre A décrit le cercle de rayon r dans un mouvement uniforme (200 tours par seconde).

Dans la représentation de la figure, le missile reçoit la fréquence F4, il recevra successivement :

- La fréquence F4 lorsque A sera entre A4 et A1
- La fréquence F1 lorsque A sera entre A1 et A2
- La fréquence F2 lorsque A sera entre A2 et A3
- La fréquence F3 lorsque A sera entre A3 et A4

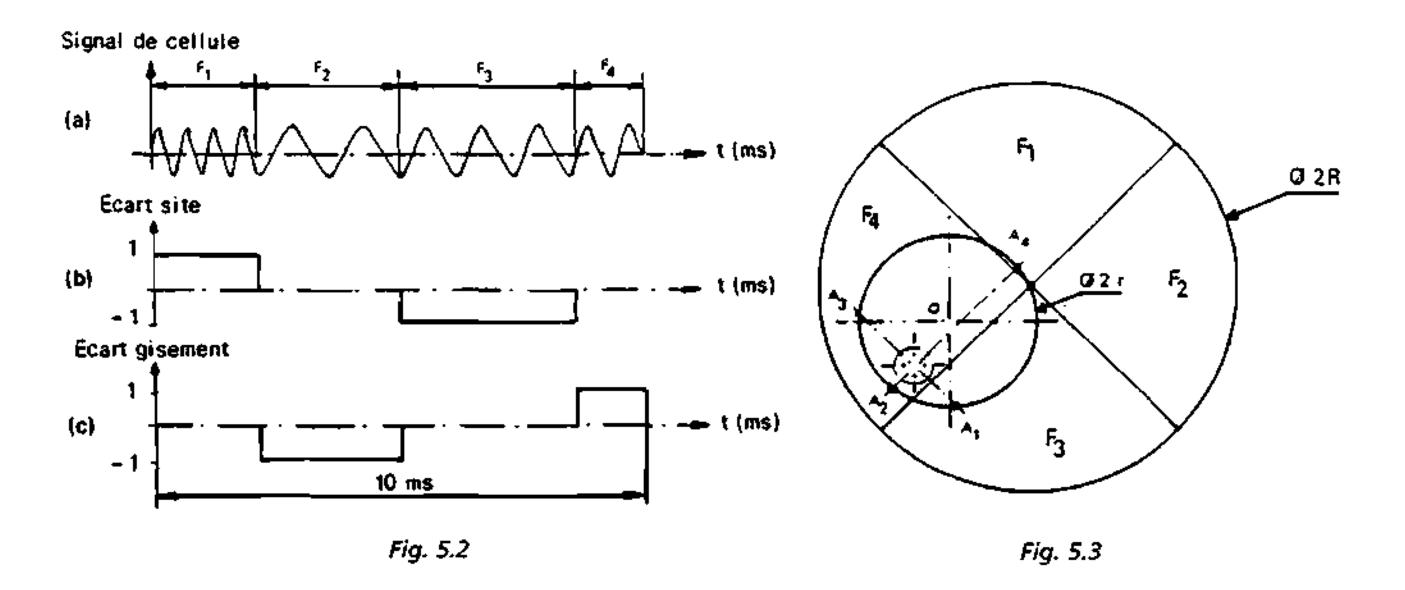


Fig. 5.2 *Fig. 5.3*

La figure 5.2 (a) représente les signaux électriques, filtrés à la sortie des cellules de réception, pour ne laisser passer que les informations aux fréquences F1, F2, F3 ou F4.

Ces signaux sont ensuite mis en forme pour séparer les informations dans les deux plans de référence (site et gisement).

L'information en site est représentée sur la figure 5.2. (b).

L'information en gisement est représentée sur la figure 5.2. (c).

3.2.3. Pilotage

La fonction "Pilotage" comporte en fait trois sous-fonctions : tangage, lacet, roulis.

a) Le pilotage en lacet

Les ordres en tout ou rien reçus du récepteur de guidage sont exécutés par les gouvernes au moyen d'électro-aimants.

Les deux gouvernes de lacet (verticales) sont portées par un anneau (disposition laissant libre le canal de tuyère) sur lequel sont fixées les armatures mobiles des électro-aimants de manœuvre.

Les débattements de gouvernes sont fixés par la position des armatures fixes des électro-aimants, la position de repos par deux ressorts précontraints qui linéarisent en outre le couple moteur des électroaimants.

Les temps de réponse obtenus sont suffisamment faibles et stables pour qu'un retour de position des gouvernes ne soit pas nécessaire à la fonction guidage.

Les oscillations rapides en assiette du missile résultant de ce type de pilotage en tout ou rien ont en outre un effet bénéfique sur la transparence du sillage infrarouge, en dispersant celui-ci dans un cône plus large.

b) Le pilotage en tangage

Il est réalisé de la même façon que pour le lacet, à deux particularités près :

- La position de repos, décentrée, fournit un facteur de charge vertical compensant la pesanteur pendant la phase de croisière.

- Un ordre issu du récepteur et tendant à faire descendre le missile n'est pas exécuté avant un temps égal à 0,6 s à partir de la sortie du canon. Ce détail régularise remarquablement les trajectoires d'acquisition du missile au regard des variations aléatoires des paramètres du lancement.

La figure 6 représente la partie arrière du missile où sont rassemblées les trois fonctions du pilotage.

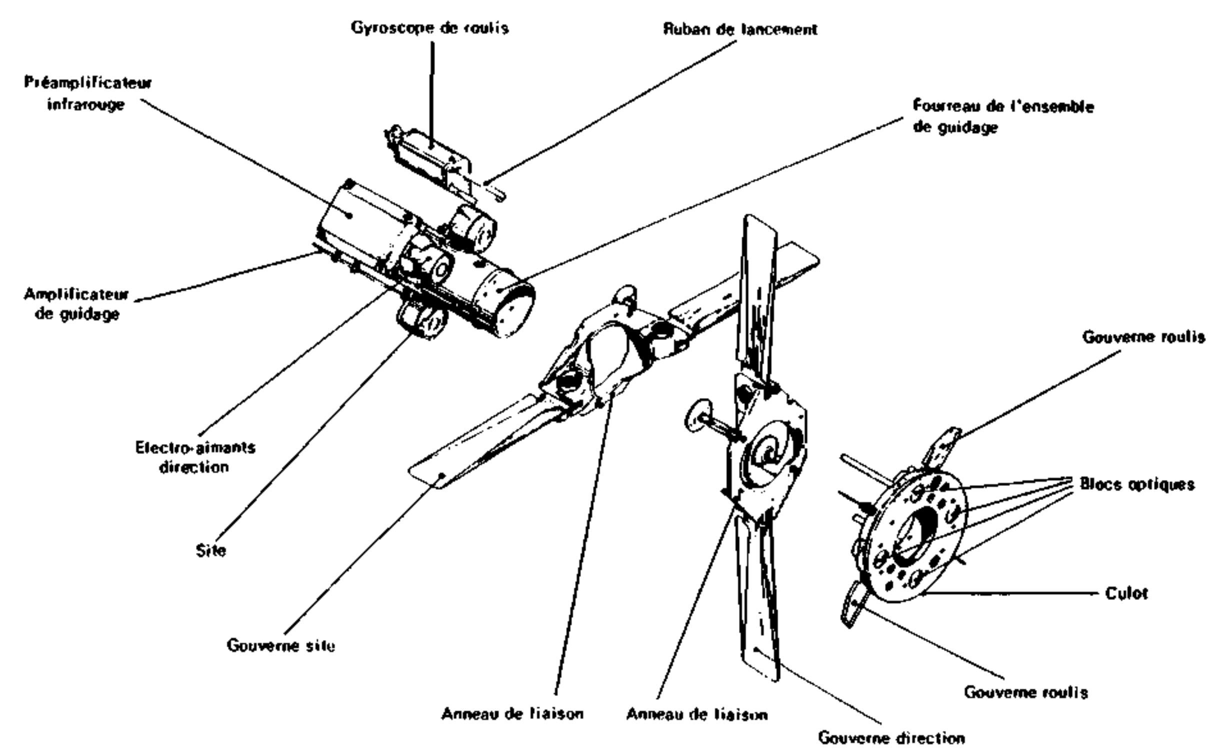


Fig. 6 : Vue éclatée de la partie arrière

c) La stabilisation et le pilotage en roulis.

Le missile emporte avec lui une référence de verticale qui est en fait celle du lanceur et donc du faisceau directeur émis par celui-ci. Cette référence est constituée par un gyroscope dont les caractéristiques sont les suivantes :

- 1 axe de mesure (roulis) sur + 15° (linéarité meilleure que 5%);

- Lancement par ruban enroulé sur la toupie et ancré dans la douille;

- Mécanisme du lancement libérant les roulements de la toupie et des cadres mobiles de toute contrainte excessive pendant le lancement et l'effet canon;

- Fidélité : dérive < 3° en 10 secondes;

- Lecture optique du roulis par 2 photodiodes en push-pull et lampe allumée après l'effet canon.

L'écart roulis lu par le gyroscope de bord est traité par un réseau correcteur optimisant la boucle de pilotage aérodynamique en roulis.

Le pilotage aérodynamique est assuré par deux ailettes commandées en plus ou moins sans seuil par des électro-aimants.

Ces ailettes ne sont déployées que lorsque le missile a quitté le tube de lancement.

3.2.4. Tête militaire

La tête militaire est du type à charge creuse à écran. Elle comprend les éléments suivants (fig. 7).

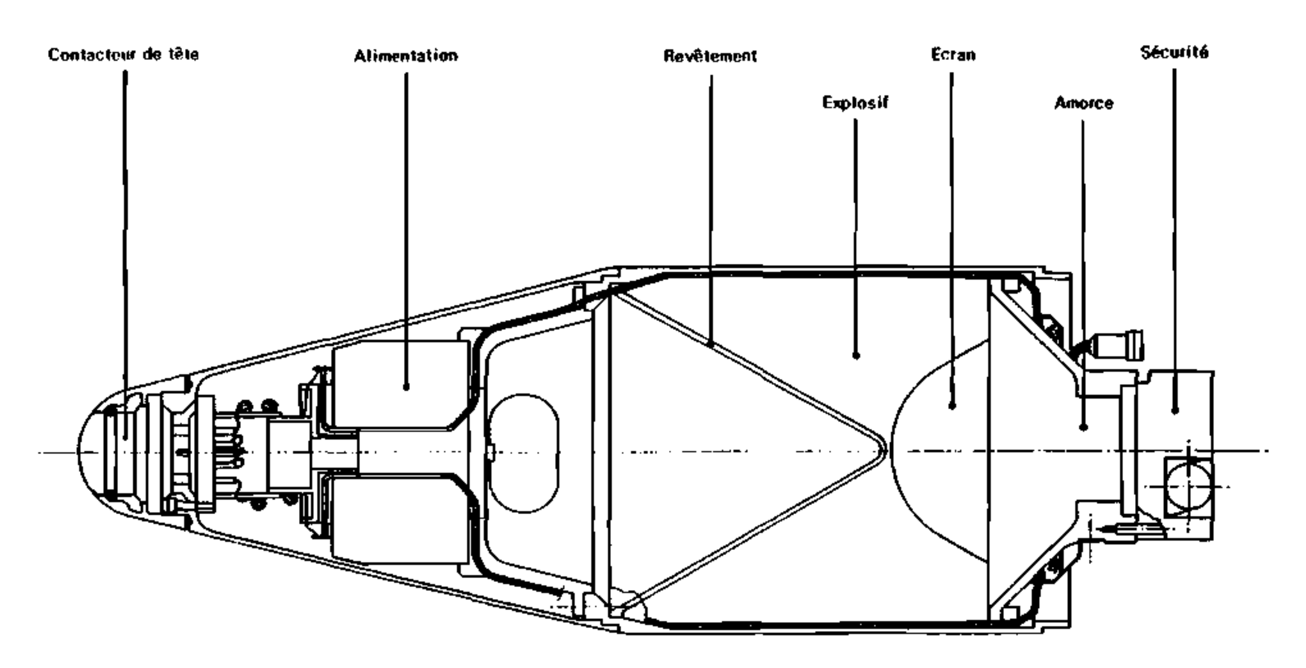


Fig. 7 : Tête Militaire

- ***Charge creuse :***

La charge creuse comporte essentiellement un revêtement en cuivre électrolytique, de forme conique et de l'explosif hexolite (62% hexogène, 38% tolite) à granulométrie définie et pour lequel les opérations de mise en œuvre (dégazage, coulée sous vide, sédimentation au refroidissement) sont particulièrement contrôlées.

- ***Amorçage :***

L'amorçage est réalisé par un comprimé d'explosif à liant plastique, séparé de la charge creuse principale par un écran en magnésium.

- ***Organes d'armement et de mise de feu***

Les caractéristiques de la tête militaire sont les suivantes :

- Masse tête militaire = 6 035 g
- Masse charge creuse = 3 555 g
- Masse d'explosif = 2 500 g
- Masse amorçage = 430 g

- Masse revêtement = 590 g
- Diamètre charge creuse = 128 mm
- Distance nominale de sécurité de bouche < 50 m
- Percée cible NATO 65° = 380 mm

Les performances de pénétration étaient diminuées par la présence de l'alternateur dans l'axe du cône. L'adoption de piles thermiques disposées en couronne et ménageant un passage central au jet de charge creuse permit de retrouver les performances.

Têtes complémentaires

a) La munition complémentaire

Calibre	:	142 mm
Longueur	:	900 mm
Masse	:	20 kg
Vitesse initiale		550 m/s
Temps de trajet à 1000 m		1,4 s
Portée maximum		8000 m (t = 25 s)

b) Tête de télémesure (interchangeable avec tête militaire)

Emission	:	148 Hz
Capacité	:	10 voies
Portée	:	4 km

Tableau des caractéristiques du missile antichar

Portée mini	:	25 m
Portée maxi	:	3300 m
Vitesse initiale	:	150 m/s
Temps de trajet à 1000 m		2,3 s
Temps de trajet à portée max.		7 s
Cadence de tir		4 objectifs par minute pendant 3 minutes
Coup complet	masse	26 kg
	calibre	142 mm
	longueur	1250 mm
Projectile en vol	masse	24 kg
	longueur	1220 mm
	masse explosif	3 kg
Facteur de charge		2 g en phase subsonique
		6 g en phase supersonique

3.3 Organisation de la conduite de tir

Les équipements de véhicules

Les équipements spécifiques du système d'arme ACRA sont conçus de façon à rendre le travail de l'équipage du char le plus aisé possible. Ces équipements sont également modulaires et peuvent être intégrés sans difficulté dans des véhicules de classes variées.

Les principaux équipements sont les suivants (voir figure 10) :

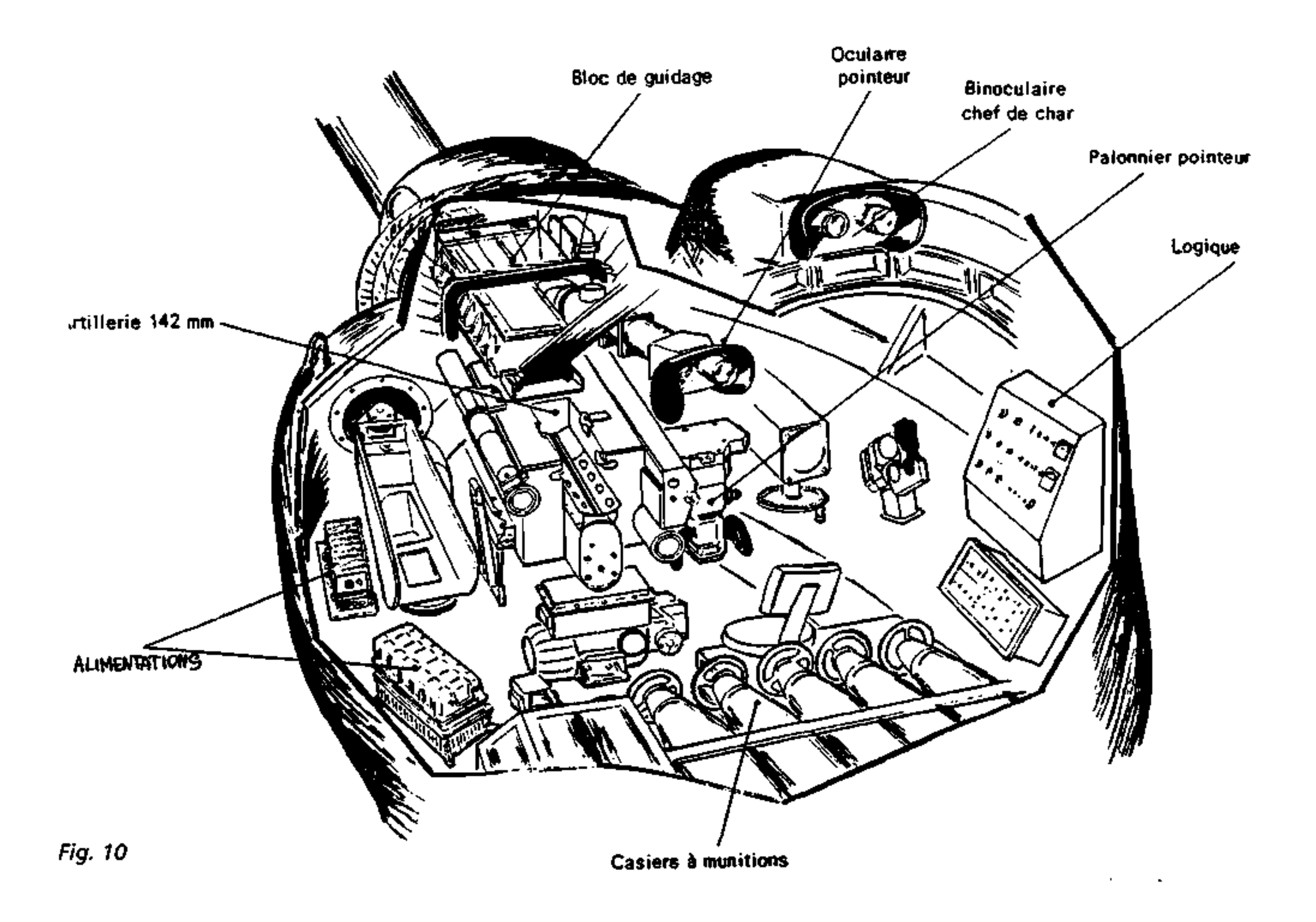


Fig. 10

- Une artillerie au calibre de 142 mm, pouvant tirer la munition principale (ACRA) et la munition complémentaire (MUC);

- Un bloc de guidage, rassemblant les fonctions essentielles pour assurer les tâches du pointeur (émission, visée, stabilisation);

- Un palonnier de commande du pointeur;

- Une logique centrale, véritable "cerveau" de la conduite de tir, distribuant aux autres ensembles les informations nécessaires pour leur fonctionnement, et possédant par ailleurs une fonction de contrôle, ce qui permet au chef de char de s'informer à tout moment sur l'état de marche des éléments sensibles de la conduite de tir (émission et stabilisation);

- Divers auxiliaires tels que les alimentations électriques et le système de refroidissement du laser;

- Des casiers à munitions pour les missiles et les munitions complémentaires.

Le service du système d'arme

Le service du système d'arme est assuré, comme dans un blindé classique, par trois servants : un chef de char, un pointeur et un chargeur.

Le chef de char dispose de moyens de visée panoramiques lui permettant la détection et l'identification des cibles. Il dispose d'une poignée de commande de pointage de la tourelle et de la masse oscillante qui est prioritaire sur le palonnier du pointeur sauf dans le cas où un tir de missile est en cours. Il appartient au chef de char, lorsqu'un objectif est détecté, de mettre en direction le canon pour l'acquisition de la cible, et de sélectionner la munition. A tout moment le chef de char peut vérifier l'état de la conduite de tir en inspectant les voyants lumineux placés sur le pupitre de logique-contrôle.

Le pointeur possède à son poste de travail un palonnier de commande (muni d'un bouton de mise de feu, d'un sélecteur pour les deux états de la conduite de tir et d'une manette de prise en charge), l'oculaire de la lunette du bloc de guidage (à deux grossissements) et des commandes à main (pour un fonctionnement dégradé).

3.4 L'Artillerie

L'artillerie utilisée pour le tir du missile ACRA et de la munition complémentaire est une artillerie classique, conçue pour être montée en tourelle.

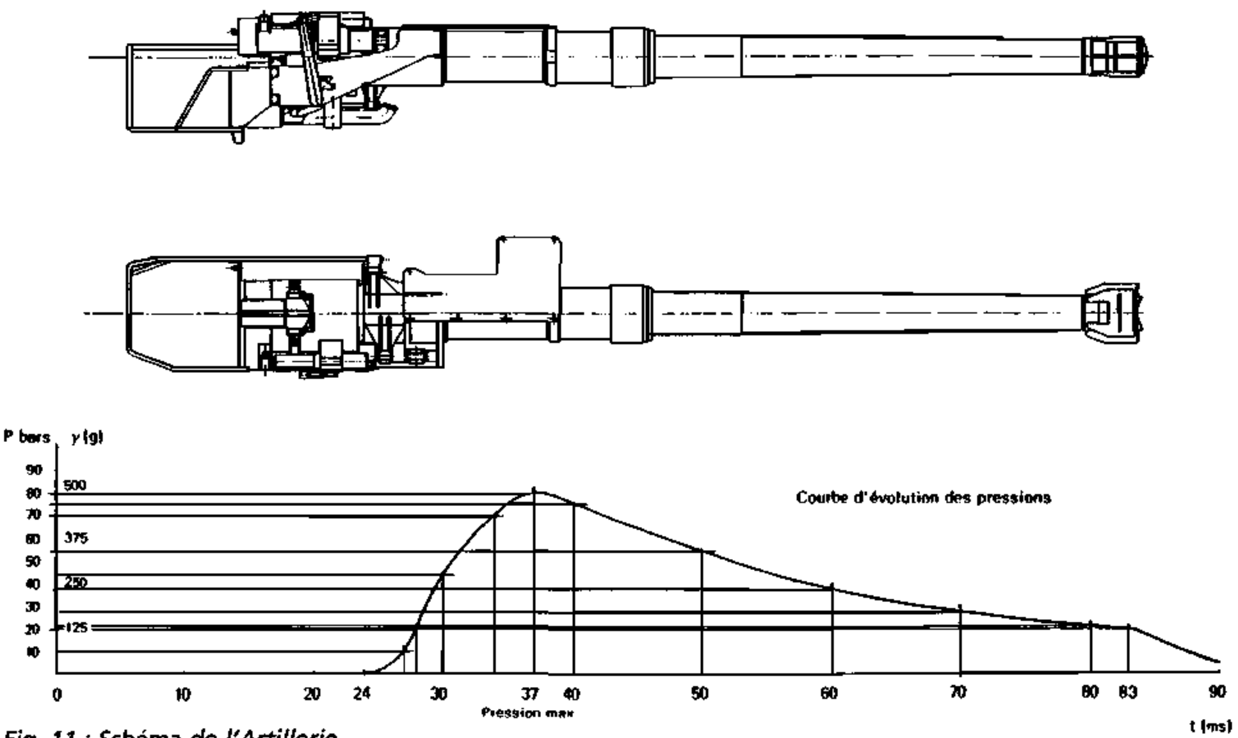


Fig. 11 : Schéma de l'Artillerie

Elle se compose:

- D'une masse reculante comprenant le tube lié au manchon par une vis de liaison et portant un frein de bouche, le manchon de culasse qui porte le coin de culasse avec la chambre de détente, les deux freins et le récupérateur;

- D'une liaison masse reculante-tourelle qui est composée d'un berceau tubulaire portant les attaches des tiges de frein de récupérateur, la plaque porte-came d'ouverture automatique et le support de bloc de guidage;

- Des accessoires : le protecteur de recul lié au berceau, le sac à douilles, le déflecteur de douille escamotable. Le circuit de mise de feu électrique est protégé par un contacteur de sécurité.

Caractéristiques de l'artillerie :

Masse totale	1 740 kg
Longueur totale	5 360 mm
Masse reculante	1 256 kg
Longueur du tube	4 200 mm
Calibre	142 mm
Puissance du tube	3 000 bars
Amplitude de pointage vertical	- 8° à + 20°
Recul avec munition ACRA	240 mm
Recul avec munition complémentaire	350 mm

3.5 Le bloc de guidage

Le bloc de guidage (voir figure 12) est l'ensemble le plus essentiel et le plus spécifique de la conduite de tir du système d'arme ACRA. Il est positionné sur le berceau du canon, donc solidaire de celui-ci.

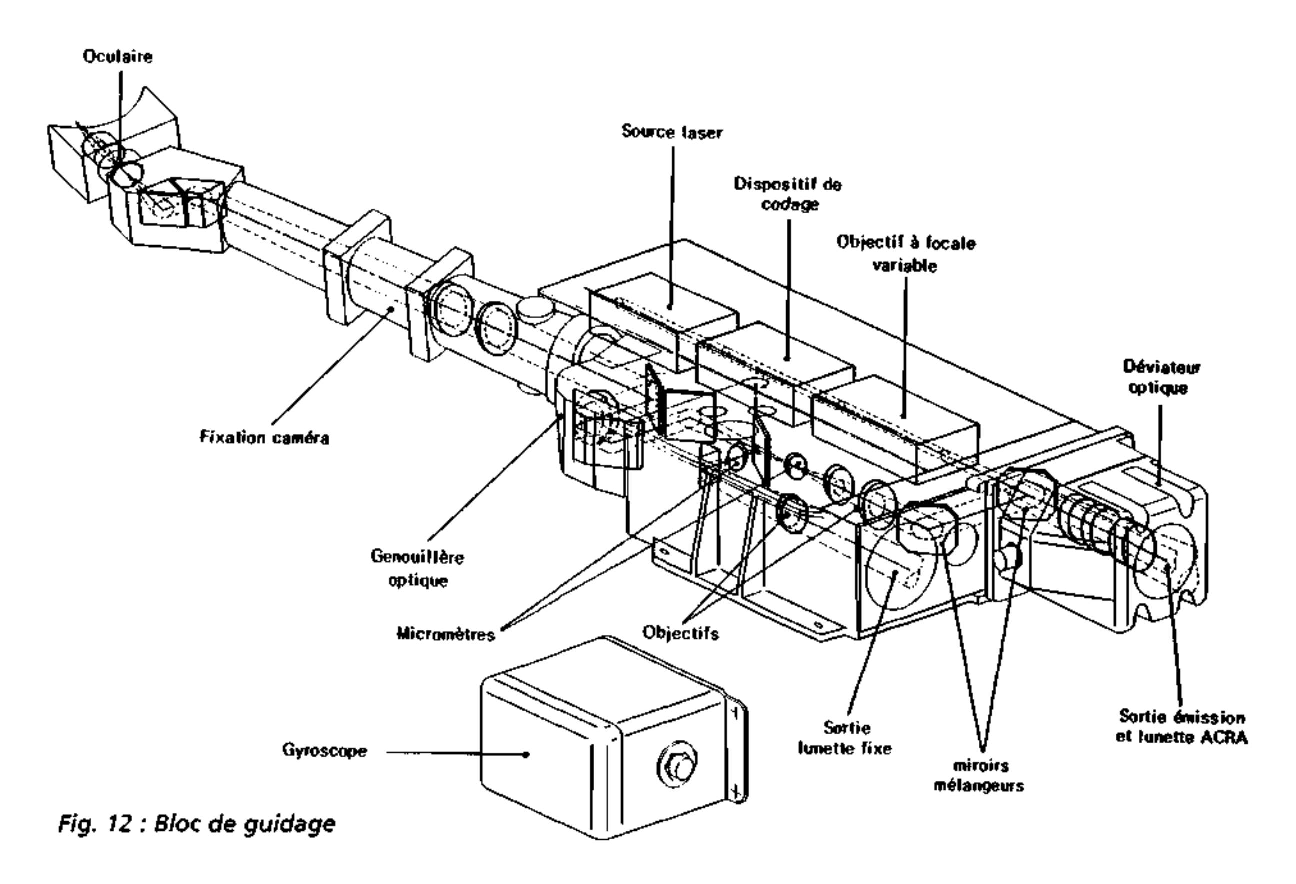


Fig. 12 : Bloc de guidage

L'ensemble des appareils de nature optique et mécanique nécessaires au pointeur pour assurer ses missions sont regroupés dans le bloc de guidage. Ces appareils sont les suivants :

- Une lunette de visée monoculaire permettant par commutation soit la visée pour la poursuite et le tir du missile, soit la visée pour le tir de la munition complémentaire;

- Un émetteur infrarouge à source laser assurant l'émission, la modulation et la répartition de la lumière infrarouge nécessaire à la transmission des informations vers le missile.

- Un système de stabilisation permettant au faisceau de guidage, couplé à la visée du tireur, de conserver une position fixe dans l'espace malgré les oscillations du char lanceur.

L'organisation mécanique du bloc de guidage a été étudiée et réalisée sous la forme d'une structure de fonderie en alliage léger dans le but de maintenir rigoureusement parallèles les trajets optiques de la ligne de visée d'une part, et de la ligne de référence du faisceau laser d'autre part. L'ensemble du bloc de guidage est naturellement étanche.

3.6 La lunette de visée

La lunette APX M 390 constitue l'équipement de visée du bloc de guidage. C'est une lunette qui comporte un seul oculaire et deux objectifs permettant la visée et le pointage en vue du tir soit du missile ACRA soit de la munition complémentaire

Les deux lunettes ont leur partie sensible (objectif et micromètre) indépendante et solidaire de l'ossature mécanique du bloc de guidage. Un miroir basculant permet de fusionner leur trajet optique vers l'oculaire unique. La commutation s'effectue au moyen d'un sélecteur à la disposition du pointeur.

Le tableau suivant donne les caractéristiques des deux lunettes :

	Lunette ACRA	**Lunette fixe**
Grossissement	**10**	**6**
Champ	**100 millièmes**	**167 millièmes**

3.7. L'émetteur de guidage

L'émetteur de guidage est essentiellement une source lumineuse, codée et à champ angulaire variable. Les éléments qui constituent cette ligne optique d'émission sont localisés dans la partie gauche du bloc de guidage :

En suivant la ligne optique depuis la source jusqu'au champ de bataille, on rencontre :

a) Une source lumineuse continue

Cette source est un laser solide utilisant comme matériau actif un grenat d'yttrium et d'aluminium dopé au néodyme (YAG). Ce laser est pompé par une lampe à arc au krypton, à fonctionnement continu d'une puissance de 2 kW.

La longueur d'onde du rayonnement émis est de 1,064 μ, la divergence de l'ordre de 13 millièmes, le diamètre de sortie de 2 à 3 mm, la puissance de sortie est de 40 watts.

Le fonctionnement du laser nécessite un certain nombre de dispositifs auxiliaires, en particulier :

- des circuits électriques d'alimentation de la lampe de pompage (alimentation de puissance 2 kW et dispositif d'amorçage),

- un circuit hydraulique d'évacuation des calories apportées par la lampe de pompage,

- un circuit de contrôle de la puissance émise.

La source laser est allumée au moment ou le pointeur appuie sur le bouton "mise de feu"; le temps de montée en puissance du laser est inférieur à 0,5 s; la durée d'allumage du laser dans une séquence automatique est inférieure à 15 secondes. Les circuits de refroidissement sont étudiés pour respecter la cadence de tir de 4 coups par minute.

b) Un dispositif de codage

Cet ensemble est destiné à fournir dans le plan focal de l'objectif de sortie une image codée. Le dispositif de codage comprend essentiellement des optiques et un modulateur mécanique entraînés par un moteur asservi en vitesse. Le principe de ce codage est décrit au paragraphe 332.

La mise en route du moteur de modulation est déclenchée par la mise de feu du missile.

c) Un objectif à focale variable

Cet objectif à focale variable assure un champ de guidage de diamètre constant. Sa loi de variation est telle que la densité de puissance, dans le plan du missile tout au long de sa trajectoire soit constante. La variation du champ permet en outre le passage de l'écartométrie angulaire à l'écartométrie métrique dont a besoin le missile pour conserver un gain de boucle constant, donc une précision constante.

L'asservissement de la focale est déclenché par un contact qui se ferme au début du recul du canon, le rapport de focale est de 12.

3.8. Le système de stabilisation

Le système de stabilisation permet au faisceau de guidage, couplé à la visée du pointeur, de conserver une position fixe dans l'espace malgré les mouvements du char lanceur (provoqués notamment par le départ du coup).

Cette fonction de stabilisation est réalisée par deux éléments montés séparément sur le bloc de guidage

a) Un gyroscope :

La référence inertielle est donnée par un gyroscope à deux degrés de liberté dont la toupie est dirigée suivant la ligne de visée ; deux moteurs couple et deux détecteurs d'angle permettent respectivement la commande de précession et la mesure de la position angulaire de la toupie.

Le fonctionnement diffère selon le type de pointage :

- Pointage gyroscopique, utilisé pour le tir du missile : il est effectué par le pointeur au moyen de la lunette ACRA.

Dans ce cas, le palonnier du pointeur commande la vitesse de précession du gyroscope. La détection des écarts permet d'asservir avec précision la ligne de visée (par l'intermédiaire du déviateur). Quant au canon, il est asservi avec une moindre précision à la position du gyroscope.

- Pointage direct : il est utilisé pour la mise en direction du canon par le chef de char ou pour le tir de la munition complémentaire par le pointeur. L'un ou l'autre des deux palonniers de pointage peut commander la rotation du canon comme il est de règle dans un char classique.

Dans ce cas, le gyroscope recopie la position du canon et ne joue aucun rôle actif. Il est d'ailleurs, dans ce type de fonctionnement, monté sur un support antivibratoire qui est bloqué pour le pointage gyroscopique.

b) Le déviateur optique

Le déviateur optique est un dispositif permettant d'asservir avec une très grande précision la direction de la ligne de visée à celle de la toupie du gyroscope.

Le déviateur est constitué par deux prismes mobiles autour d'un axe perpendiculaire à la face avant du bloc de guidage ; le mouvement des prismes est assuré par deux moteurs électriques. La combinaison des rotations des deux prismes permet l'asservissement de la ligne de visée au gyroscope.

4. L'AVENTURE TECHNIQUE

Le développement de l'ACRA s'est étendu sur plus d'une décennie ; il a mobilisé et motivé toute une équipe d'ingénieurs, de techniciens et d'ouvriers aussi bien dans les établissements (APX, AMX, ECP de Bourges, MAS, ASS, ETBS, établissements des Poudres) que chez les industriels (TRT, CGE, Thomson Brandt, BEZU, Auxilec, SNIAS, Radiotechnique, etc.). En considérant l'époque du lancement du programme - en 1961 - avec ses objectifs ambitieux, il faut remarquer qu'il s'agit bien d'une aventure : tout était à inventer, même le laser...

4.1 Historique sommaire

Les premières années d'étude ont été consacrées à des vérifications de faisabilité qui ont permis de définir certaines options particulières (relatives notamment à la conception aérodynamique du missile et aussi aux fréquences de modulation du faisceau de guidage). Les étapes importantes du développement peuvent se résumer de la façon suivante :

1965 : faisabilité du vol supersonique et de la stabilisation en roulis du missile ; choix du laser YAG comme source d'émission infrarouge.

1966 : premiers vols guidés sur faible distance.

1967 : résolution définitive des problèmes liés à l'aérodynamique et à la prise en charge.

1968 : premiers vols guidés sur une distance supérieure à 1000 m à l'aide d'un émetteur à laser YAG; choix des principales options de la conduite de tir.

1969 : guidage de missiles sur des distances de véhicules sur char AMX 10 (première génération); guidage sur cible fixe et mobile jusqu'à 3000 mètres.

1972 : guidage de missiles sur cible fixe jusqu'à des distances supérieures à 3 kilomètres avec un émetteur infrarouge de deuxième génération.

1973-1974 : expérimentation de missiles ACRA entièrement définis sur la tourelle prototype T 142 (tourelle montée sur char AMX30). Essais sur cibles fixes et mobiles, réalisation de tirs guidés à des distances supérieures à 3,5 kilomètres.

4.2 L'organisation étatique et industrielle

Initié du temps de la DEFA et poursuivi par la direction technique des armements terrestres (service ASA), le programme de développement du système d'arme ACRA a vu son "management" étatique se terminer en 1974 sous la tutelle de la direction technique des Engins (la passation de "pouvoirs" entre la DTAT et la DTEN ayant eu lieu 1970).

La maîtrise d'œuvre industrielle du programme a toujours été menée par l'APX (Atelier de construction de Puteaux). Comme on l'a vu plus haut, de nombreux établissements et de nombreuses entreprises industrielles ont participé à l'aventure de ce programme qui, soit dit en passant, a reçu de la part du ministère de la Défense un financement tout à fait extraordinaire. En effet, on peut estimer le montant des crédits accordés tout au long du programme à une valeur de l'ordre de 500 millions de francs courants.

4.3. Les acteurs

Voici une liste, comportant malheureusement des oublis, des différents ingénieurs qui ont contribué à l'aventure au niveau industriel (par ordre alphabétique).

Services étatiques (les "ministres") :

MM. ARENE, BEUZIT, BIGEON, BODIN, CHABAUD, GUILBAUD, LABRUNIE, LAURENT, LEFEVRE, MAREST, ROBINEAU, VERNET, VICHE

Organismes industriels:

APX: MM de BERNARDI, BIZIEN, BOLGERT, BONIN, BRETECHER, CARDINAL, CASTELLO, CHAPOUTHIER, CHASSAING, DERAMOND, DURAND, FIEUZAL, FRANCOIS, de FRESCHEVILLE, FROPIER, GIVAUDON, GUILLAUMIN, HACCARD, HUBERT, JACQUIN, JEAN, JUILLET, LESAVRE, LHERITIER, MARTIN, MOULINARD, NAOUR, NICOLAS, de PONTEVES, PRADELLE, PUEL, RAMONT, SERT, URVOY, VOGEL.

AMX:. MM. BEE, BODIN, KOUZNETZOFF, LATARCHE, THOUVENIN.

MAS: MM. MECHULAM, MERCIER

ETBS: MM. ASCHEHOUG, BARRIOLADE, BONAMI, PICOT.

TRT : MM COSSE, FOUILLOY, KUHN, LOY, PAWLACK

BEZU: MM. BEZU, FERRIER.

THOMSON-BRANDT: M. CREPIN

4.4 Les problèmes techniques et technologiques

Au moment de l'arrêt du programme ACRA (en 1974), on peut considérer que la faisabilité technique et opérationnelle du système d'arme était totalement acquise.

Cela avait nécessité au cours de l'"aventure technique" la résolution de très nombreux problèmes technologiques ; parmi les plus importants, on peut citer :

- **La liaison infrarouge**

Le problème qui consiste à transmettre l'information sur la position du missile dans le faisceau depuis le char lanceur jusqu'au missile a été résolu pas à pas en agissant sur tous les organes ou fonctions entrant dans la chaîne infrarouge (émission, transmission, réception). L'unité de compte qui permet de mesurer la progression est globalement la distance de guidage qui a été prise en compte dans le paragraphe précédent ; plus scientifiquement, on peut prendre aussi comme unité le rapport signal sur bruit (exprimé en décibels). Tout au long du développement, la progression a été réalisée en recherchant une augmentation du rapport du signal sur bruit de la liaison et c'est en gagnant décibel par décibel sur tous les éléments de la chaîne IR que les résultats ont été obtenus :

- Sur la puissance d'émission en agissant sur les paramètres qui améliorent le rendement du laser, la qualité de la modulation, la transmission des divers organes optiques disposés dans le bloc de guidage;

- Sur la transmission IR du volume séparant l'émetteur du missile en agissant sur le choix de la composition et la géométrie de la poudre, sur la géométrie de la tuyère, sur la quantité de fumée émise dans le sillage du missile (choix d'un vernis inhibiteur au silicone);

- Sur la réception à bord du missile en agissant sur le choix des fréquences de modulation, sur la sensibilité des cellules de réception et sur le niveau de bruit des amplificateurs, et en utilisant des filtres interférentiels sur les optiques de réception.

- **La tenue aux "hautes" accélérations**

Les problèmes de tenue du missile et de ses composants vis-à-vis des hautes accélérations (500 g pendant la phase canon) ont été résolus très tôt par un emploi judicieux de composants et par une organisation du missile spécialement étudiée pour résister aux effets de l'accélération. Le problème le plus difficile a été posé par le gyroscope et les dispositifs de pilotage du missile ; l'emploi de composants mécaniques simples et rustiques a permis de résoudre les problèmes technologiques d'une part, mais d'autre part a permis aussi aussi un accroissement de la fiabilité et une diminution très notable des coûts.

A propos du gyroscope de stabilisation en roulis, la première option à base de toupie montée sur une sphère n'a donné que des déboires lors des essais en vol : il n'y avait rien à faire pour assurer au missile une bonne référence de roulis. Aussi une solution provisoire de stabilisation à l'aide de cellules infrarouge disposées sur l'avant de l'engin et détectant la transition entre le ciel (clair) et le sol (sombre) avait-elle été choisie en 1965 pour les expérimentations. Cela a très bien marché et a permis de réaliser les premiers vols guidés. Malheureusement, au cours d'une démonstration à Bourges devant des services officiels - c'était au printemps (probablement le jour de la Saint Pépin) - le missile n'a rien voulu savoir pour écarter sa détection de roulis du bord d'un champ de colza et bien entendu a confondu le lacet et le tangage, sortant ainsi très notablement de sa trajectoire... Heureusement, quelques mois plus tard, le nouveau gyroscope réalisé sur une idée de M. BEAU (c'est celui qui sera définitif et qui sera fabriqué en semi-série par la MAS) a donné des résultats satisfaisants lors d'une autre démonstration (ce devait être le jour de la Saint Parfait).

- Les équipements de conduite de tir

La conception des équipements de conduite de tir a posé des problèmes de fiabilité plus que des problèmes de faisabilité. En effet le système d'arme ACRA, comme on l'a vu, est destiné à équiper un char et la plus grande difficulté à laquelle sont confrontés les concepteurs d'équipements de char, réside dans le fait que l'ambiance vibratoire à l'intérieur d'un véhicule blindé est tout à fait spécifique.

Un problème spécial a été posé par la mis en œuvre à bord du véhicule du laser YAG qui a besoin d'être refroidi.. Il a donc été nécessaire de faire passer rapidement le composant laser du stade de laboratoire à un composant capable de supporter l'environnement tactique du char.

- La visibilité du pointeur pendant le vol du missile

Le mode de guidage par alignement qui caractérise le système d'arme ACRA (et également les autres systèmes de missiles antichar) pose le problème de la visibilité.

En effet, le guidage réalise parfaitement l'alignement des trois points matérialisés par le lanceur, le missile et le but. Lorsque la cible est mobile, il n'y a aucun problème car les gaz chauds produits par le missile ne gênent pas l'axe de visée. Lorsque la cible est fixe, et si l'air est parfaitement calme (sans vent), il existe une certaine gêne apportée au pointeur pendant sa visée. Les expériences nombreuses faites sur ce point ont montré qu'après deux secondes de vol la visibilité redevient correcte (la phase la plus gênante étant la phase d'accélération du missile qui produit un débit de gaz important). Pour diminuer cette période gênante, l'axe du faisceau de guidage peut être décalé de 1 à 2 mètres au-dessus de la ligne de visée au début du vol du missile, le parallélisme strict entre les deux axes étant réalisé en fin de trajectoire. Des expérimentations sur ce décalage de faisceau ont été réalisées sur des vols réels et ont permis de réduire la période gênante citée plus haut. Un dispositif intégré dans le bloc de guidage a été expérimenté à la fin de l'année 1973.

Dans la note technique ASA/ENG n° 3/71 de juin 1971, l'ICA Arène a parfaitement analysé le problème et proposé avec l'IA Mounier le choix d'une trajectoire nominale non rectiligne.

Ils recommandent d'assigner au missile une trajectoire dont la partie principale se situerait nettement au-dessus de la ligne de visée. La trajectoire serait modifiée d'un coup à l'autre en fonction de la portée, de manière à se raccorder en avant de la cible avec la ligne de visée. Il est donc nécessaire d'introduire la portée estimée de la cible dans le calculateur pour élaborer la loi de rehaussement.

Cette proposition de modification fut adoptée par l'ICA de Bernardi, alors chef de projet, et les 50 tirs effectués en 1973 ont donné notamment les enseignements suivants : (note n° 44/T/74 du 27 mars 1974) :

- confirmation de la précision du guidage jusqu'aux distances les plus grandes (3800 m).
- maintien de la fiabilité du missile à un niveau raisonnable de l'ordre de 70%.
- acquisitions de données sur la précision opérationnelle du système d'arme.
- faisabilité du tir en marche.

- Difficultés dues aux véhicules porteurs.

Au départ, l'ACRA était prévu pour équiper essentiellement l'AMX30 dont il formait l'armement principal. Début 1969, l'étude de l'adaptation de l'ACRA à l'AMX30 était mise en sommeil, l'EMAT prévoyant le montage de l'ACRA uniquement sur l'AMX10. Cette décision était probablement motivée par les progrès de l'obus sous-calibré et était lourde de sous-entendus et de conséquences. Bien que n'ayant pas d'interférence directe avec l'étude des problèmes de faisabilité du système missile lui-même, ces errements ont eu des répercussions indirectes importantes sur la conduite du programme en polarisant l'équipe technique sur des problèmes de mise en forme ardus à résoudre.

4.5 Arrêt du système d'arme ACRA.

En novembre 1971, il fut décidé, pour des raisons essentiellement budgétaires, de ne pas poursuivre le développement du missile antichar ACRA jusqu'à sa phase d'industrialisation et de fabrication en série ; par contre, l'étude devait être poursuivie jusqu'à un point permettant de valoriser les dépenses déjà effectuées sur ce missile au cours des dernières années (200 MF) et ainsi de ménager l'avenir.

Le programme, poursuivi au titres des études générales, devait tenir compte des éléments suivants :

- Le mode de guidage de l'ACRA utilise un faisceau directeur infrarouge laser - étude et fourniture C.G.E. - qui est sans doute l'une des toutes premières applications militaires des lasers. Les difficultés rencontrées, en particulier pour la propagation, se retrouvent dans l'applications des lasers à la désignation des objectifs au sol, qui intéresse à la fois l'Armée de l'Air et l'Armée de Terre. Dans le cadre de la promotion des emplois du laser, il faut tirer tous les enseignements possibles de cette première application, déjà très avancée sur le plan technologique.

- L'étude du guidage laser a conduit à créer, tant à l'APX que chez les sous-traitants (TRT et CGE) des équipes hautement spécialisées. Ces équipes doivent être maintenues en attendant de nouveaux programmes.

- La complexité des interactions entre le système de guidage et le missile, ou plus exactement la propulsion du missile, fait que la poursuite de l'étude implique que l'on continue à procéder à des lancements de missiles complets.

- Une somme de 30 à 35 MF, répartie sur les années 1972 et 1973 était allouée à cet effet.

5. L'HEURE DES BILANS

En novembre 1971, comme on l'a vu, fut prise la décision de ne pas inscrire l'industrialisation de l'ACRA au budget de 1972. Cette décision fut bien sûr ressentie comme un échec par tous les acteurs embarqués dans cette ambitieuse opération. Elle s'explique par de nombreuses raisons, que l'on peut analyser plus facilement avec le recul dû au temps.

* d'abord une raison budgétaire : les réductions des crédits d'études et de développements imposaient des choix difficiles sur lesquels on reviendra. Probablement une cause à court terme a-t'elle influencé le choix : les essais de 1971 avaient été décevants et un doute était jeté sur les possibilités réelles d'aboutir (voir plus haut les notes d'ASA/ENG et du S.T.E.T.).

* ensuite, comme on l'a vu, l'ACRA répondait théoriquement au même besoin militaire que le HOT (mêmes caractéristiques demandées à l'origine). Certes, à l'automne 1971, la mise au point du HOT n'était pas non plus terminée, mais un grand nombre de tirs réussis depuis le printemps 1971 avaient montré que l'armement antichar des hélicoptères était possible avec le HOT, alors qu'il ne le semblait pas du tout avec l'ACRA. Selon la mode de l'époque, la D.P.A.I. avait fait procéder à une étude coût-efficacité comparant le HOT et l'ACRA ; les conclusions n'étaient pas très convaincantes, mais il était clair que le système HOT serait moins cher (même pour l'armement des blindés) que l'ACRA.

* exclusivement destiné à l'armement principal des chars pour leur donner une supériorité vis à vis des chars adverses (il faut avoir à l'esprit les performances des chars de 1960 : portée utile, effet terminal- des projectiles, probabilité d'atteinte au-delà de 1500m, même avec des télémètres optiques, capacité de tir sur but mobile, pour mesurer ce que l'ACRA pouvait apporter à l'Arme Blindée), l'ACRA ne pouvait être qu'un armement coûteux - on est tenté de dire un armement de luxe. Le bloc de guidage était estimé, en série, à plus de 1 million de francs 1971, le missile à environ 30 000 francs. Le coût de la revalorisation des chars AMX 30 aurait été considérable, et l'E.M.A.T., comme les autres responsables du ministère de la Défense, en avait peu à peu pris conscience.

* pour des raisons inconnues, l'adaptation de l'ACRA à l'AMX 30 fut mise en sommeil au début de 1969, pour programmer l'utilisation de l'ACRA sur AMX 10. Indépendamment des répercussions d'un tel choix sur la conduite du programme, on se demande encore comment on a pu imaginer de monter un armement aussi cher que l'ACRA sur un véhicule aussi peu protégé. Ce mauvais choix de 1969 était de nature à tout compromettre.

* l'armement traditionnel des chars (canon tirant des projectiles à grande vitesse) faisait au début des années 1970 des progrès significatifs. D'abord avec des conduites de tir modernisées (télémètres lasers, calculateurs permettant d'introduire de nombreuses corrections indispensables pour les tirs à grande distance et sur but mobile) : puis un peu plus tard avec les projectiles flèches. L'ACRA aurait eu des performances encore supérieures mais à quel prix ? Aux distances supérieures à 3000 mètres, le nombre des occasions de combat en Centre-Europe était jugé assez faible.

* on peut ajouter d'autres considérations qui ont pu jouer un rôle : l'ACRA était resté un programme purement national, jusqu'en 1970, et d'ailleurs bien "protégé". Lorsque l'on se décida à proposer aux Etats-Unis, puis à la R. F. A. une coopération sur ce programme, en 1970-1971, les réactions furent négatives.

2.4.3 : HOT

1. SURVOL HISTORIQUE

La recherche d'un successeur au SS11 commença dès 1961 en intégrant les concepts de :

- Coup complet.
- Guidage.
- Temps de vol minimum sur 3 km en conservant le guidage par fils.

Le premier induisait une architecture en tube étanche.

Le second obligeait à conditionner le départ et la distribution des ordres avec la détection dans un champ optique étroit.

Le troisième impliquait une vitesse élevée mais subsonique.

Un marché national de pré-étude fut passé par la DEFA en 1963, pour couvrir la définition du concept HSS (Haut Subsonique) de 1962 à 1963.

La bilatéralisation franco-allemande sur les nouveaux armements antichars prit le relais dès 1964, par un marché DTAT pour l'étude d'un système longue portée désigné comme Haut subsonique, Optiquement téléguidé, tiré d'un Tube, qui reprenait le concept HSS avec une portée de 4 km.

L'IGA Robineau a décrit l'histoire de cette coopération (Partie I, chap.2.5) qui vis-à-vis de NORD AVIATION, s'est opérée par des marchés successifs, jusqu'à la mise en série en 1976.

Les principales étapes peuvent se résumer en quelques dates :

- Premier vol guidé	: 31 janvier 1967	Moyens d'essais
- Définition acquise	: 1970	de l'ETBS (Bourges)
- Lot test officiel	: 1971	à
- Qualification opérationnelle	: 1972	AVORD

De 1973 à 1975, une phase d'attente s'est instaurée en France comme en Allemagne, jusqu'à la décision de mise en série.

- Sortie des têtes de série : 1978

La répartition industrielle fut la suivante :

-co-maîtrise d'œuvre : NORD –AVIATION et MBB avec :

Responsabilité de N.A. sur le système, le missile et son asservissement (donc les essais en vol).

Responsabilité de MBB sur les équipements de guidage et une partie des équipements missile.

La notion de maître d'œuvre, affichée contractuellement, était toute théorique : d'abord parce qu'il n'était pas question de changer de partenaires, ensuite parce qu'une bonne entente sur les objectifs était plus efficace qu'une querelle (que personne ne pouvait politiquement arbitrer).

- Pour les autres composants :
- Charges creuses : STRIM et SOB (SCHRÖBENHAUSEN)
- Détecteurs I.R : SAT et ELTRO
- Fils de télécommande : ELECTROFIL et HEERMANN (à l'origine) puis MBB et HEERMANN.
- Poudres : SNPE

Les installations de tir sur les différents véhicules (terrestres ou aériens) ont été gérées nationalement par des contrats spécifiques. Divers affûts ont donc été réalisés pour différents types de blindés et d'hélicoptères.

Il a été produit à ce jour (1999) environ 85000 missiles et on compte 18 pays clients. HOT a été engagé opérationnellement dans le conflit Iran-Irak et dans la guerre du Golfe, contre les blindés et contre les blockhaus.

2. LE SYSTÈME D'ARME

Il est constitué :

- d'une munition.

- d'un équipement de guidage automatique.

- d'installations synchronisant les axes de visée, d'asservissement du missile ainsi que les affûts de lancement. Ces installations, tout en utilisant des modules communs, sont spécifiques des véhicules (terrestres ou aériens).

3. LA MUNITION

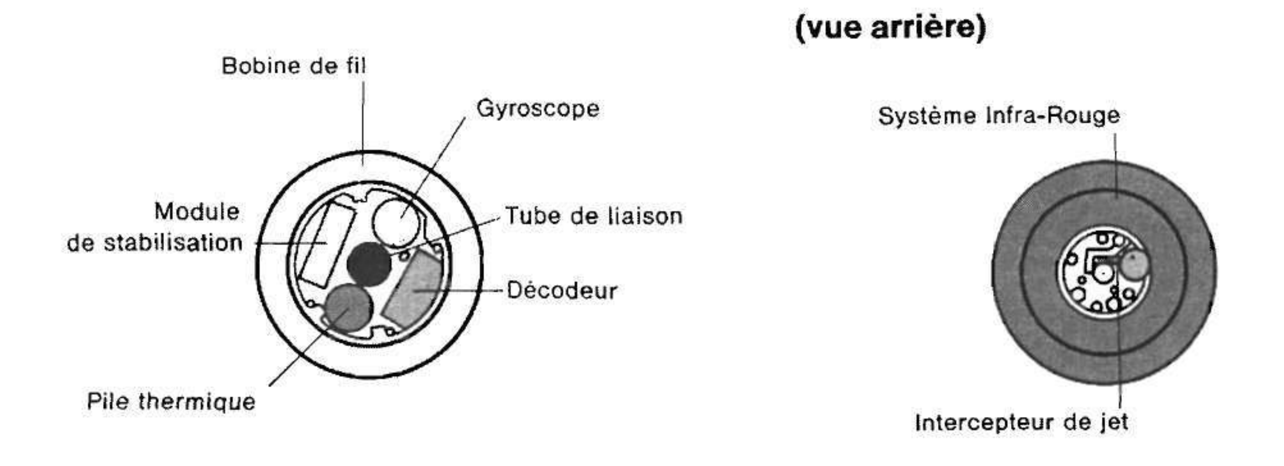
- C'est un " coup complet " comportant un missile dans un tube servant au stockage et au lancement [2] .

- Le missile lui-même comprend :
  - une charge creuse à l'avant
  - un corps propulseur au centre
  - un module de guidage à l'arrière

Le tube-étui est équipé :
  d'un système de mise en rotation
  d'une gouttière fonctionnelle

2 Cette configuration " coup complet " présente tous les avantages opérationnels : conditionnement, coup prêt au tir instantanément, manipulation élémentaire. Néanmoins, elle interdit le changement de la tête (pour une tête d'exercice) par des opérateurs n'ayant pas l'équipement industriel ad hoc, car il nécessite le démontage tube-munition (et donc tout un ensemble opératoire sur les fils et les connecteurs).

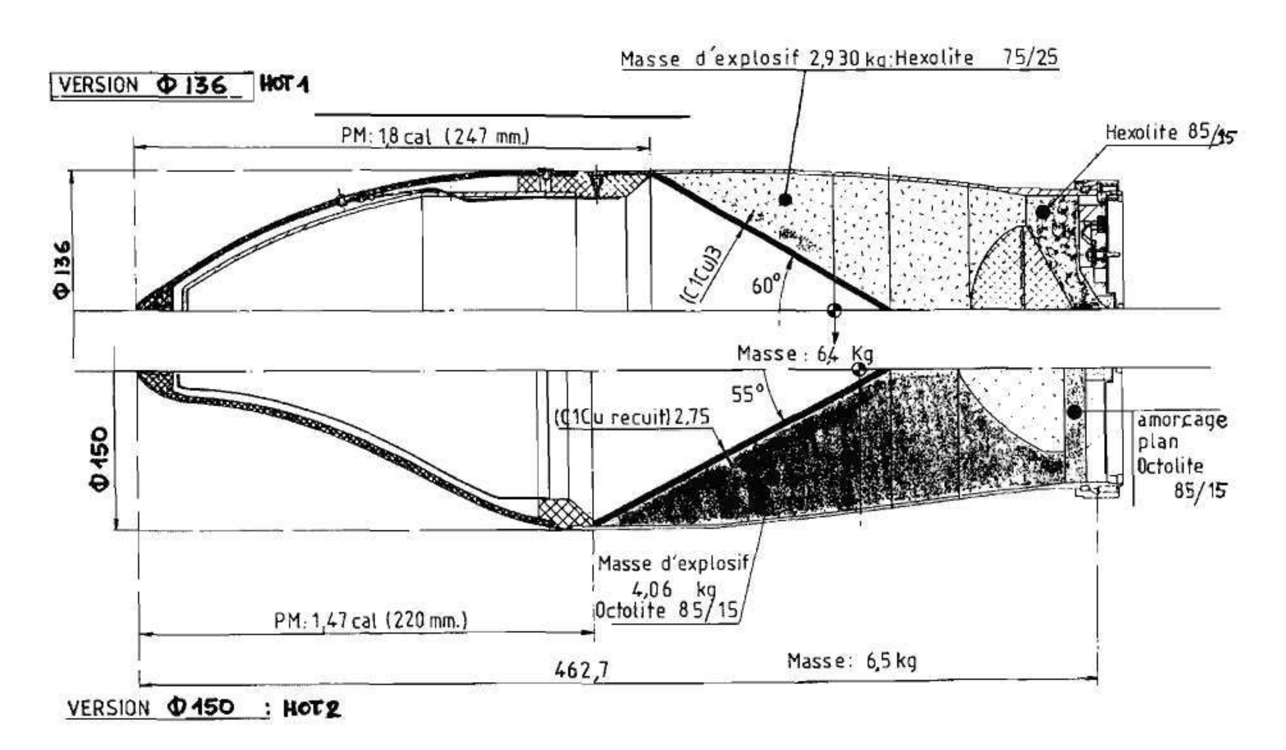
Module de guidage (coupe)



3.1. CHARGES MILITAIRES

3.1.1 La technique C.C de la deuxième génération est fondée sur :

- Un chargement hexogène-tolite à 73% ou octolite 85/15
- Amorçage : bloc hexolite + relais tétryl
- Déflecteur pour générer une détonation annulaire



- Cône cuivre (60° au sommet) fluotourné (2,8 à 3mm)
- Fusée électrique de culot
- Sécurités électriques par les divers court-circuits amont :
- Boîtier de verrouillage dans le tube

- Circuit shunt dans la bobine missile

- Sécurité mécanique par volet mobile interrompant la chaîne d'amorçage et actionné en alignement par la pression du propulseur de croisière

- Ogive double en laiton (0,5mm) intervalle 5mm annulé sous une force de l'ordre de 1000daN (statique)

3.1.2. Pour le HOT 1 les caractéristiques de la CC sont :

Calibre :136 mm

Masse : 6,4 kg dont 2,9 kg d'hexolite à 75% (densité 1,73)

Amorçage : bloc Hexolite de 330g + relais Tetryl 1,5g

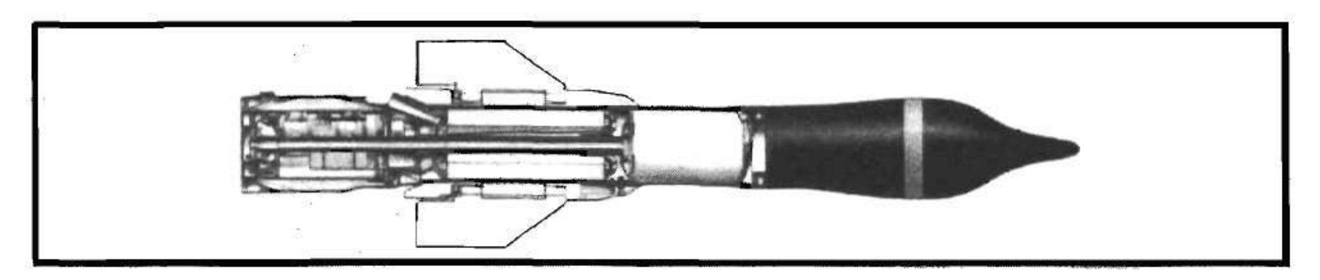
Perforation : 800 mm Acier (avec 0,6 m de Stand-off)

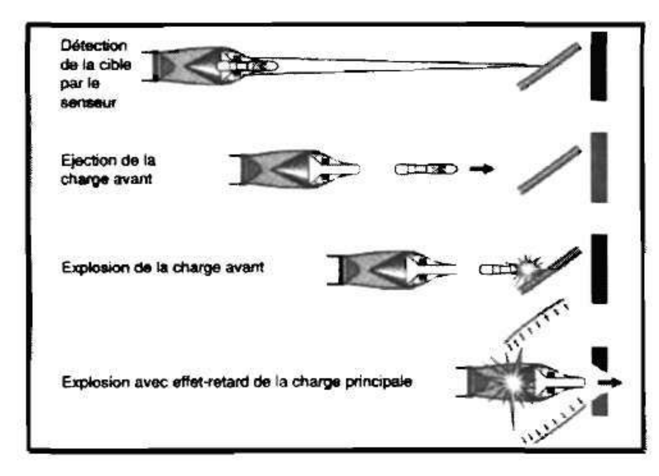
Pénétration complète Cible triple Nato (65°) : 377 mm.

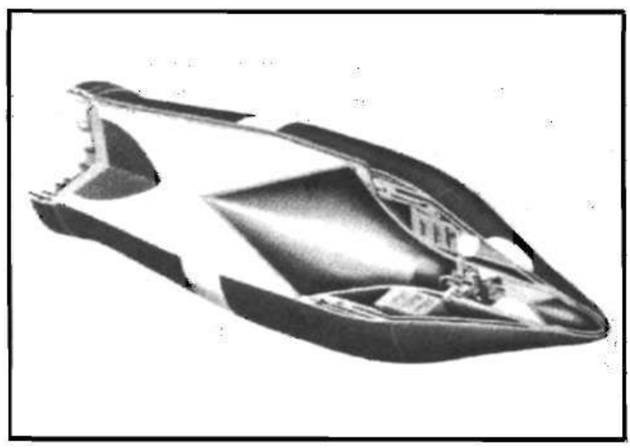
3.1.3 Dans les années 1980 on dota le missile (devenu HOT2) de 2 nouvelles charges :

Une C.C. : calibre 150mm pesant 6,5 kg avec 4 kg d'octolite 85/15.

Perforation : 1200 mm Acier (8 calibres).







Une charge polyvalente combinant une C.C. réduite dans un bloc explosif avec revêtement à billes (pour effets latéraux à 25 m). Interchangeable avec la précédente, elle n'eut pas de suite opérationnelle.

3.1.4 Dans les années 1990, l'apparition des blindages réactifs fit réaliser une charge " double " pour le HOT3 :

La charge principale étant analogue à la précédente, on a aménagé à l'avant d'un dispositif de détection rapprochée (par diodes laser) et un tube chargé projetant une charge primaire (Diamètre 40mm) qui va provoquer l'initiation du blindage réactif (projection de la plaque mobile).

Un relais pyrotechnique initie la charge principale, après le passage de la plaque mobile, sur l'arrière du blindage restant.

L'architecture du dispositif vise à laisser un passage libre pour la formation du dard.

Les performances sont accrues : 1300 mm de blindage, moyennant une légère augmentation de masse de 0,5 kg environ.

3.2 CORPS PROPULSEUR EMPENNE

3.2.1 Corps cylindrique en AU4G comprenant :

A l'avant, la chambre CROISIERE débitant dans un tube de liaison axial jusqu'au culot du missile (tuyère + intercepteur de jet).

A l'arrière, la chambre ACCELERATION débitant par 4 tuyères latérales, et portant 4 voilures repliables, articulées sur des socles intégrant les mécanismes d'ouverture et de verrouillage en position déployée leur ouverture est assurée par l'action de ressorts de torsion et la rotation missile).

3.2.2 : Au départ de l'étude (à partir du HSS) l'accélération comportait 2 tuyères axiales débouchant au culot. Cette disposition, quoique conférant à la trajectoire initiale une parfaite stabilité, provoquait un déroulement intempestif du fil et de multiples cassures. Les tentatives pour freiner cet entraînement n'ayant pas réussi, les tuyères furent reportées à l'avant de la bobine, et diminuées de diamètre pour rester compatibles avec le tube.

3.2.3 : Caractéristiques de la pyrotechnie :

Blocs de Poudre		**Accélération**	**Croisière**
Nature		**SD 1137 (BUGEAT E)**	**EPICTETE 1244A (INFRA III)**
Masse (kg)		**2,96**	**2,60**
Allumage		**Coupelle : 14g de PN2+PN4+PN6 et 2 Gevelot P65**	**2 relais à bille + 3g PN + 1.8g M19**
Toutes Températures (- 40°C + 52°C)	**Pressions (bars)**	**145-170**	**63-74**
	Poussée (daN)	**560-600**	**20-25**
	Durée (s)	**0.9 à 1.1**	**16 à 18**

La séparation entre les 2 blocs est un fond intermédiaire intégrant les 2 relais pyrotechniques à billes, réglés avec un retard de 0,2s.

3.2.4 Caractéristiques d'autorotation

Pour assurer l'autorotation du missile, les voilures sont calées à un angle de 1 degré générant 9 t/s à 250 m/s.

Cependant, dans la phase initiale, et pour :

- Répartir de façon homogène les moments liés (désaxage entre la poussée et l'axe CDG,)

- Elaborer une distribution exacte des ordres à la monogouverne (sans composante nuisible)

Il importe d'assurer que la rotation du missile reste CONTINUE depuis la sortie du tube jusqu'à l'obtention de la vitesse de croisière. Ce résultat est obtenu en :

- Imprimant, dans le tube, une rotation de 8 t/s (cf 3.6.2 ci-après) par des rampes intégrées.

- Soutenant cette rotation, contre l'effet frein aérodynamique, grâce à des déflecteurs acier, placés dans l'axe des 4 tuyères d'accélération (sur le cône avant du capotage de la partie arrière) et déviant partiellement les jets pour fournir un moment de quelque N-m, suffisant pour " lisser " la vitesse de rotation de 8 à 9 t/s, sans discontinuité. L'intérêt de cette constance est primordial pour assurer dans la phase départ accéléré une distribution cohérente des ordres d'alignement et notamment ceux induits par la stabilisation gyroscopique, dont la finalité est le contrôle des angles d'assiette du missile pendant la phase accélérée.

3.3 CONSÉQUENCES AÉRODYNAMIQUES

3.3.1. La disposition de 2 tuyères axiales débouchant au culot du missile avait été choisie, à l'origine, pour évacuer les jets d'accélération. Grâce à la dépression générée au culot par ces écoulements forcés, les départs étaient très tendus, et tout-à-fait compatibles avec une prise en charge rapide. Lorsqu'il s'avéra nécessaire de changer cette architecture (à cause des déroulements de fils intempestifs), on opta pour 4 tuyères divergentes placées en amont de la partie arrière (et donc de la bobine). Les conditions de départ changèrent complètement : en effet, et tant que la vitesse du missile reste en dessous de 200 m/s environ, les quatre jets divergents induisent sur le capot un écoulement forcé qui reste indifférent à la prise d'incidence aérodynamique. Tout se passe comme si le missile n'était plus constitué que de l'ogive et de la partie centrale (vis-à-vis des effets aérodynamiques). La partie arrière est comme effacée. Le centre de poussée aéro est donc très en avant, devant le CDG : le missile est instable, et donc très sensible aux vitesses d'assiette à la sortie du tube. Cette "réactivité" contrariera la prise en charge et nécessitera l'installation d'un contrôle d'assiette par gyroscope (sur les 2 axes : vertical et horizontal). En fonctionnant entre 0,3 et 0,8 seconde (c'est à dire en générant 2 ordres correctifs tout au plus) le dispositif permit de retrouver les départs du début.

3.3.2. Les ailettes assurent 60% de la portance totale et surtout contribuent à limiter l'incidence aérodynamique à de faibles valeurs (i= 1,5° pour n=1 c.à.d. pour le vol stabilisé) et donc à rester dans le domaine linéaire : stabilité du CDP et faible traînée induite par l'incidence.

Conjuguée avec un allongement de l'ordre de 10, cette disposition permettra une augmentation de masse et de calibre sans conséquence sur la traînée, c'est à dire avec la même portée (et le même temps de vol) et sans changer la propulsion.

3.4 ESSAI D'UNE SOLUTION À GÉNÉRATEUR DE GAZ

Lorsque la disposition des 4 tuyères d'accélération se révéla nocive pour la dispersion des départs, 2 solutions furent envisagées et essayées :

- une stabilisation gyroscopique interne qui permettait de conserver le missile à l'identique : soutenue par MBB.

- une solution de missile type MILAN, avec générateur pour imprimer une vitesse initiale élevée : soutenue par NORD.

Cette dernière, tout en conservant les mêmes équipements, générait une nouvelle architecture :

- Générateur de gaz dans le tube imprimant une vitesse de sortie de 110 m/s en 1 centième de seconde : le tube conservait sa longueur mais était renflé sur le tiers AE à 240mm.

- Propulseur birégime dans le missile donnant une accélération complémentaire (110m/s à 250 m/s) en 1 seconde.

L'énergie fournie au départ par le générateur (et qui est significative de la signature) était de 120 Kjoules (à titre de comparaison, le même effet est de 20 Kjoules pour le MILAN). Et de fait, les bruits mesurés atteignaient 185 dB. Le montage d'éléments fragiles

(comme les verrières d'hélicoptère) dans son voisinage immédiat se révéla critique. Comme la solution "stabilisation" fonctionnait bien, la décision fut prise entre les partenaires de la préférer, d'autant qu'elle s'intégrait sans changer les dispositions antérieures (y compris les installations sur char).

3.5 MODULE DE GUIDAGE

C'est en fait la partie arrière du missile, comprenant un bâti centré sur le tube de liaison et capoté par la bobine de fil avec :

Le bloc gyroscopique

La batterie thermique

Les circuits électroniques de bord

L'intercepteur de jet

Les traceurs.

3.5.1. Le bloc gyroscopique

Il est composé de 2 gyroscopes à poudre (type MILAN) accolés pour assurer :

a) - la génération du top de synchronisation émis vers le poste de tir (via le fil) à chaque rotation en roulis de 360°, et déclenchant la séquence synchrone d'ordre dans le calculateur d'ordres.

b) - la génération des ordres de stabilisation, directement proportionnels aux angles d'assiette latérale et verticale (d'où 2 gyros positionnés à 90°).

Traités par le module électronique correspondant, ces ordres sont envoyés directement sur l'intercepteur de jet, de t=0 à t=0,8s (correction des attitudes sur les 100 premiers mètres environ).

Le lancement de chaque gyroscope est effectué par un générateur de gaz (3,6 g de poudre et 2 allumeurs Dynamit Nobel PL 446).

3.5.2 La batterie thermique

C'est un boîtier cylindrique contenant un empilement de rondelles électrochimiques dont l'électrolyte devient liquide par une réaction exothermique. Le temps d'activation est de 0,3s pour une puissance utilisable de 100W pendant 20s. Après quelques minutes, la batterie redevient inerte (l'électrolyte retrouvant l'état solide).

3.5.3 Les circuits électroniques de bord

Ce sont des circuits assurant la mise en forme des signaux :

- pour l'intercepteur de jet : à partir des informations :
  - des capteurs gyro (pour la stabilisation initiale)
  - du poste de tir (ordres de pilotage)
- pour le calculateur de poste de tir : à partir du top de synchronisation de verticale (émis par le gyro du missile)
- pour commuter les tensions d'initiation de la charge.

3.5.4 L'intercepteur de jet

Il est monté avec la tuyère de croisière sur le culot arrière. Comme tous les systèmes de ce genre (cf. chapitre 4 de la partie III), il est constitué d'une lame molybdène actionnée par un ressort dont l'initiation est magnétiquement fournie par des bobines électromagné-

tiques. C'est une technique également employée dans SS11, SS12, MILAN, HOT, ROLAND, AS 30, et même dans la capsule du SM 39, version sous-marine de l'EXOCET

A noter qu'il génère des ordres dès l'allumage de la croisière (t=0,3s) et qu'il cesse de piloter le missile à l'extinction de celle-ci (t 17s). La portée du missile est directement liée à la durée de propulsion croisière.

3.5.5. Les traceurs

Ce sont des tores de tantale (diamètre : 8mm, ép. : 0,3mm) emplis de composition chauffante progressive et enroulés sous forme de cercles concentriques pour épouser la forme du culot.

Trois enroulements centraux sont disposés autour de la tuyère de croisière.

Deux autres enroulements sont placés sur le capot convergent. Chaque tore est allumé par un inflammateur électrique indépendant. L'ensemble des traceurs est allumé en configuration " tir de jour " (puissance 300 w/st.µ dans la bande 2,2 µ du localisateur). Seul le traceur central est initié dans le " tir de nuit " de façon à réduire l'éblouissement des systèmes de visée de nuit, à forte amplification.

La mise au point de ces traceurs tantale (expliquée dans la partie III chap.10) s'est révélée nécessaire lorsque les traceurs type pots pyrotechniques s'avérèrent incompatibles avec les fils de télécommande : en effet, l'éjection d'un volume de particules incandescentes croissant avec la distance (en D2) était d'autant plus dangereuse pour la structure des fils.

La conception en " boîtier fermé " avec un métal s'oxydant violemment comme le tantale (et donc très rayonnant vers 1500°C) a apporté la solution d'un fort pouvoir émissif sans particules externes.

Eléments pyrotechniques :

- Poudre G1 : 25% silicium et 75% de PB3O4 (70g dans les 5 tubes).
- Allumeurs : PL 446 de Dynamit Nobel.

3.5.6. Le câble de télécommande est une structure composée de :

- 2 fils de cuivre (diamètre : 0,07mm) émaillés pour isolement électrique. Ce sont eux qui assurent le transit des signaux de commande.
- Un faisceau parallèle de fils Trévira (HOECHST) qui constituent la structure résistante (10 kg).
- Un guipage de soie assurant la cohésion mécanique du câble.

On trouvera en Partie III au chap. 9 les raisons de cet assemblage. Les dimensions sont : 0,5mm de diamètre, 0,33 kg /m.

Un court-circuit de la ligne d'initiation de la charge creuse est disposé sur un circuit imprimé souple qui enjambe le fil bobiné de sorte que son déchirement, avec un délovage de 45 m assure au poste de tir une distance de sécurité mesurée au cordeau...

Le retour du câble vers le poste de tir s'effectue par :

- Un lovage sur le corps du missile adapté à la rotation de départ pour éviter toute agression par les voilures en cours de déploiement.
- Une fixation élastique à l'avant du tube nécessitée par l'agitation du câble au moment du départ et l'absorption des chocs dus au déroulement dans la phase croisière.

A noter que sous l'effet de la traction induite par le déroulement, le câble s'allonge, de façon élastique permanente pendant la phase du vol, de 5%, ce qui représente 200m sur

la distance de 4 km. Ainsi, avec seulement 3800 m de fil, on était assuré d'atteindre la portée maxi requise de 4 km, et cela fut démontré à l'envi lors des prototypes. Cette curiosité avait quelques vertus économiques, marginales il est vrai. Néanmoins, pour éviter de soulever des doutes, on porta à 4km la quantité bobinée, et même si, techniquement, ces 200 derniers mètres ajoutés ne sont d'aucune utilité, ils ont dû contribuer à rassurer maints clients.

Un dispositif pyrotechnique d'éjection de l'embout du fil est incorporé au boîtier d'amarrage ; il fonctionne automatiquement quelques secondes après la fin de vol et " libère " ainsi l'installation de tir.

A propos des problèmes de fils

Du fait de sa vitesse élevée (250 m/s) le HOT a demandé une étude particulière (impliquant le fil proprement dit et les traceurs : cf. PARTIE III. chap. 9 et 10). Ainsi, la structure résistante du fil devait être constituée de fibres textiles dites " haute ténacité " (par rapport aux fibres standard, cela nécessite un traitement particulier d'étirage forcé à haute température). Les industriels français du textile jugèrent ce marché inintéressant comparé à celui de la chemiserie. La firme HOECHST, un géant déjà à cette époque, décida en 1968 de mettre quelques ingénieurs sur le sujet, et, à partir de sa fibre TREVIRA (bien connue dans le domaine du vêtement), réussit une fibre tout à fait adaptée au problème. A ce jour, elle a bien dû fabriquer quelques 300 tonnes de ces fibres qui (grâce à des coûts également " haute ténacité ") ont rapporté des chiffres d'affaires d'environ 500MF (valeur 1990). La coopération franco-allemande a vraiment été nécessaire.

Vers 1964, on avait trouvé aux Etats-Unis une fibre acétate de cellulose appelée FORTISAN qui se révéla, d'emblée, capable d'apporter la solution. Après les essais réussis, à base d'échantillons, il fut impossible de s'en procurer d'autres, le fournisseur ne répondant plus...

3.6 CARACTÉRISTIQUES DU COUP COMPLET

La structure dite " coup complet " est assurée par un tube servant à la fois d'étui et de moyen de lancement au missile.

C'est un tube filamentaire en fibre de verre qui comporte :

Une étanchéité par opercules AV et AR

Une structure interne de mise en rotation du missile

Une gouttière fonctionnelle assurant les sécurités mécaniques et électriques, ainsi que la connexion au poste de tir (via la rampe de verrouillage).

3.6.1. Caractéristiques particulières des opercules de tube

Le tube de lancement est fermé par 2 opercules d'étanchéité. La membrane avant est particulière : elle doit résister à l'impact des jets d'accélération d'un missile voisin (cas des affûts multiples). De ce fait, elle est conçue comme une membrane de haut-parleur amorti, c'est à dire avec des structures ondulées circulairement (pour permettre la déformation) appuyées sur une deuxième membrane rigide percée jouant l'office d'amortisseur à air.

Ce dispositif doit laisser passage au missile sans blesser le fil qui est lové sur lui, ce qu'un déchirement mécanique est loin d'assurer. En donnant à la membrane arrière une surface de collage supérieure à celle d'avant, on constitue un dispositif permettant d'évacuer en priorité la membrane avant.

En effet, lors de l'allumage du générateur de gaz du gyroscope, les gaz, issus de la combustion, emplissent la partie AR du missile, qui n'est pas étanche, et envahissent l'intérieur du tube en y créant une surpression d'environ 0,1 bar. L'opercule AV, moins fixé que celui AR, est alors éjecté, et dégage ainsi la bouche du tube pour le passage du missile. L'opercule

AR sera éjecté à son tour, quelques instants plus tard, lors de la mise à feu du propulseur d'accélération.

(De l'intérêt d'un gyro à poudre pour éjecter une coiffe, automatiquement, avant le passage du missile...)

3.6.2. Le canal de câbles (ou gouttière fonctionnelle) comprend :

A l'AV : le boîtier d'amarrage du fil de télécommande

Au centre : La prise femelle de connexion électrique avec la rampe

Le verrouillage missile-tube

A l'AR : la distribution des mises à feu (gyro-traceurs-piles. Propulsion)

Latéralement : les encoches de fixation pour les crochets de rampe.

a) Le boîtier d'amarrage du fil est un mécanisme :

- Mobile suivant l'axe longitudinal, avec rappel élastique, pour amortir les contraintes dégagées par le déroulement.

- Ejectable en fin de vol (t=20s) grâce à un générateur de 120 mg de poudre noire et 2 allumeurs Gévelot P6.

b) Le mécanisme de verrouillage missile-tube est un doigt métallique mobile pénétrant dans un socle d'aile. En s'effaçant, le doigt :

- Découpe un circuit imprimé court-circuit pour les allumages.

- Ferme les circuits de mise à feu par des contacts-ressorts assurant la connexion des pistes et interdisant tout rebond du doigt.

Le générateur de gaz comprend 2 allumeurs P65 et 40 mg de Poudre noire.

c) Connecteur de rampe

C'est une prise femelle multicontacts (SOURIAU) qui a une double fonction :

- court-circuiter toutes mises à feu du missile en position non verrouillée (sécurité) : cas du missile hors rampe

- connecter toutes les pistes avec le connecteur mâle de la rampe en position verrouillée : cas du missile sur rampe.

Ces opérations verrouillage-déverrouillage sont réversibles et autorisent le chargement et déchargement du missile sans aucune limitation.

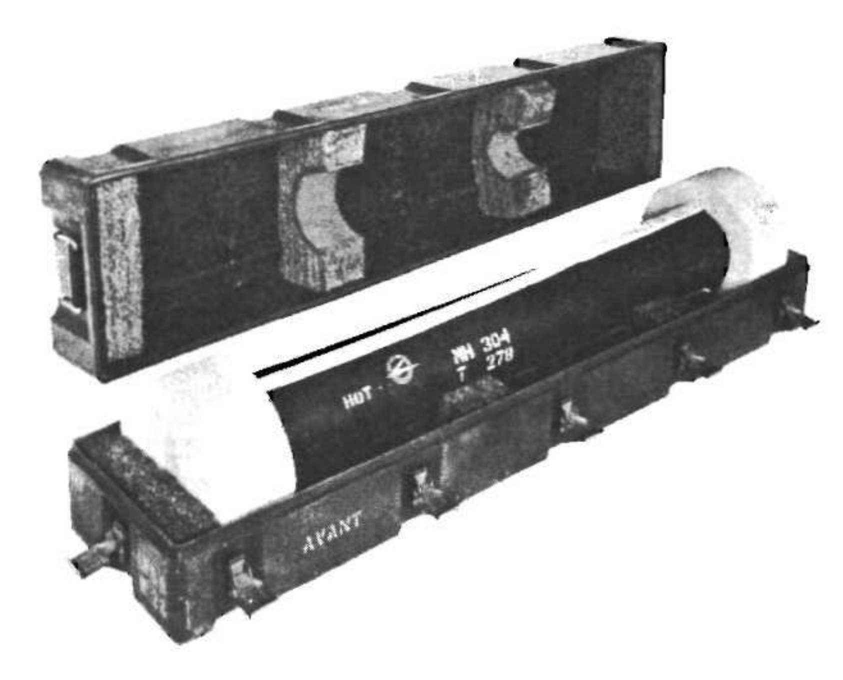
d) La structure interne de mise en rotation est très évidente : ce sont 4 rampes hélicoïdales, inclinées de 12°, qui forcent les appuis des socles d'ailes à les suivre quand le missile accélère. A la sortie de tube, la vitesse de rotation est de 8t/s.

e) Rôle des bouchons de tube

Le tube est une enveloppe rigide (et plutôt moulante) qui doit être amortie lors des chutes. Les bouchons AV et AR jouent ce rôle d'amortisseur grâce à une bonne épaisseur de plastazote (matériau expansé conservant une bonne élasticité, même à très basse température). Une sangle de portage les relie (blocage par système VELCRO). L'enlèvement de ces apparaux se fait en quelques secondes.

CARACTERISTIQUES ET PERFORMANCES

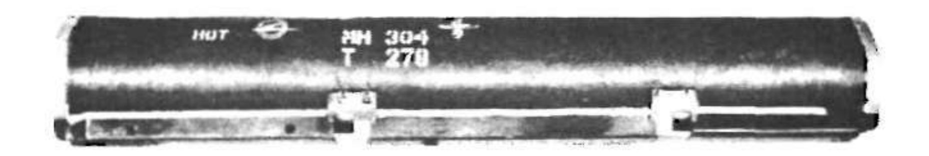
LONGUEUR MUNITION (mm) **ENCOMBREMENT TUBE (mm)** **MASSE MUNITION (prête au tir) (kg)**	**1300** **175x200** **32 (HOT1)** **33 (HOT3)**
LONGUEUR MISSILE (mm) **CALIBRE MISSILE (mm)** **MASSE MISSILE (kg)**	**1280** **136 (HOT1)** **150 (HOT2 et 3)** **23 (HOT1)** **23,6 (HOT3)**
VITESSES (m/s) **sortie de tube** **à t>=1s**	 **20** **240-250**
VITESSES ROTATION (t/s) **sortie de tube** **à t>=1s**	 **8** **9**
TEMPS DE PARCOURS (s) **1000 m** **2000 m** **3000 m** **4000 m**	 **5,0** **9,1** **13,2** **17,3**
FIABILITE (%)	**95**



EMBALLAGE DE TRANSPORT



MUNITION EN EMBALLAGE TACTIQUE



MUNITION



4. LA CHAÎNE DE GUIDAGE

Celle-ci a été réalisée en 3 versions :

a) - une version " éléments séparés " composée des modules élémentaires fonctionnels (chars AMX).

b) – une version " périscopique " intégrant ces mêmes modules autour d'un système de visée spécifique du SPz Neu allemand.

c) – une version " stabilisée " pour l'équipement des hélicoptères.

Les 2 éléments majeurs de cette chaîne sont constitués par :

Le localisateur Infrarouge.

L'élaborateur d'ordre de commandes.

4.1 Le localisateur I.R. (cf. chapitre 2 de la Partie III)

Il comporte :

a) – Une optique à double champ (6° pour la prise en charge et 1° pour la croisière) focalisant l'image sur une cellule PbS, refroidie par Effet Peltier (donc uniquement par un moyen thermoélectrique).

c) – Un modulateur (secteur segmenté angulairement animé d'une translation circulaire autour de l'axe optique) générant un signal modulé en fréquence et caractéristique des coordonnées polaires de l'image.

d) – Un traitement électromécanique permet de restituer des coordonnées cartésiennes métriques, en simulant l'effet d'éloignement théorique du missile.

Le détecteur fonctionne dans la bande des 2,2 µ (fenêtre I.R. de l'atmosphère) et par divers procédés de filtration, réduit les possibilités de brouillage dès qu'on s'écarte de l'axe optique. Dans le cas du montage intégré avec la lunette stabilisée (pour hélicoptère) le champ de prise en charge est momentanément élargi à 10° pour tenir compte de mouvements relatifs violents.

A noter que l'harmonisation de l'axe Gonio avec celui de la lunette de visée doit être mieux que 0,05 milliradian (0,2 m à 4000 m).

4.2 L'élaborateur d'ordres

C'est un ensemble électronique effectuant :

- Le calcul des ordres correspondant aux écarts en tenant compte des paramètres de la chaîne d'asservissement, à savoir les gains statiques et dynamiques optimisés (c'est un traitement en coordonnées cartésiennes).

- Le changement d'ordres cartésiens en ordres polaires conformes à la technique " monogouverne ", à partir de la référence de roulis envoyée par le missile (gyro de verticale).

La technique " monogouverne " consiste à : synchroniser l'entrée de l'intercepteur de jet dans le jet de croisière (pour le dévier) avec la rotation même du missile, au moment approprié, de façon à exercer l'action de gouverne dans la direction et avec l'amplitude voulues.

Cette particularité permet, avec une seule gouverne, de distribuer les ordres dans toutes les directions. *Elle est commune au HOT et au MILAN (et, sous une forme spéciale, aux missiles de troisième génération de l'Aérospatiale).*

4.3 Caractéristiques de la trajectoire

- La chaîne d'asservissement ayant été optimisée (avec les techniques en usage dans les années 1960-1970, comme l'explique la partie III : Dynamique du vol), on a des trajectoires régulières caractérisées par :

- Un écart max de +-2m à 200m réaligné à 300-400m.

- Un vol lissé à +-0,3m sur toute la portée, l'axe du vol étant surélevé de 0,4m au-dessus de l'axe 0 (de visée) pour éviter les obstacles de terrain lors des tirs très rasants.

Les impacts sur les différentes cibles (fixes et mobiles) représentatives des chars donnent des résultats supérieurs à 90%, dans toutes les conditions d'environnement.

Les photos ci-jointes illustrent cette précision en montrant les impacts sur cibles obtenus lors d'essais en vol.

- Il faut noter que cette précision concerne le seul asservissement du missile sur un axe de visée, mais une part considérable de l'efficacité globale est à réaliser par le dispositif de pointage qui doit assurer le bon alignement de l'axe de visée sur la cible au travers d'un opérateur humain.

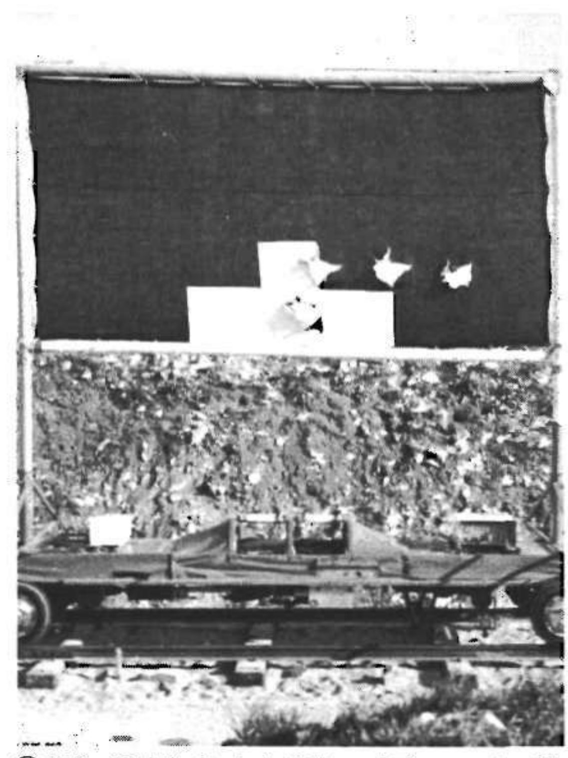
Ce sont les systèmes de pointage des diverses tourelles qui doivent être réglés dynamiquement de façon cohérente avec les divers cas de cibles (fixes et mobiles).

Des systèmes tout particuliers doivent être adaptés pour l'hélicoptère (qui est par nature une source de vibrations) ce sont les lunettes stabilisées gyroscopiquement. Elles sont décrites en détail dans " L'Optique militaire " de l'IGA DERAMOND.

RESULTATS DE TIR (1970 - 71)
(Installation AMX 13)



① *Cible fixe à 3500m : 5 Tirs consécutifs.*



② *Cible Mobile10m/s à 1000m : 4 Tirs consécutifs.*

4.4 La boîte de commande

Interface homme-machine qui permet, entre autres :

- le contrôle go-no go de l'installation

- la sélection du mode de tir (jour-nuit)

- la sélection du numéro missile à tirer et sa mise à feu.

Ces informations sont combinées, suivant les installations, avec différents apparaux connexes.

4.5 La rampe de verrouillage

Interface missile-affût constituée par :

- Un plateau comportant 4 crochets rotatifs pour la tenue mécanique, et une prise mâle escamotable pour la liaison électrique.

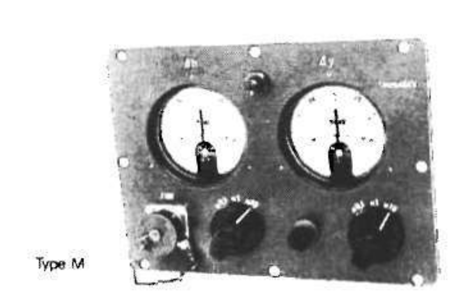
- Une commande axiale actionnée manuellement, électriquement ou hydrauliquement (suivant installation).

Cette disposition a été retenue pour pouvoir charger (ou larguer) la munition (ou le tube restant) soit par les côtés, soit par l'arrière, indifféremment (et sans nécessité de précision dans la dépose initiale).

4.6 Moyens de contrôle et d'entraînement

- Divers moyens ont été réalisés pour effectuer les vérifications aux différents échelons (en fonction du niveau d'intégration aux installations de tir). Ils sont cités dans l'encart ci-après.

- Des systèmes d'instruction, fondés sur une simulation optique (point lumineux reproduisant les caractéristiques dynamiques de l'asservissement) permettent un entraînement à la visée continue sur cible (DORAND)



Type M



Type I



Type G

NIVEAU	FONCTION	MATERIEL	PHOTO
Personnel spécialisé (unité du matériel)	Recherche de panne - chaîne de guidage - ensembles spécifiques de montages - échanges	B1 B2/KS3 B4/UTM800 ICH 3006 G MEPHISTO	
	Contrôle des ensembles de la chaîne de guidage (pris séparément) échanges	CB	
Industrie ou infrastructure de soutien	Localisation des cartes et des éléments en panne, échange, réparation	Bancs de contrôle automatique ICH 1000	

NOTA : EUROMISSILE peut déléguer à ses clients la possibilité des réparations des éléments divers du poste de tir.

■ STAGES

L'utilisation d'un système d'arme tel que le HOT nécessite l'intervention de personnes placées à différents niveaux, qui doivent posséder des connaissances qui ne sont pas de même nature.

Des stages sont organisés à leur profit :

- Stage d'information générale

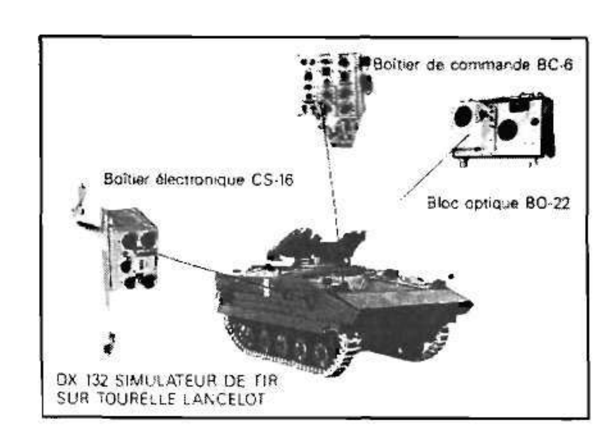
Il est destiné à nos officiers appelés à assurer des responsabilités au sein des Etats-Majors. Ils reçoivent une information sur le système d'arme et sur ses possibilités.

- Stage de formation d'instructeurs

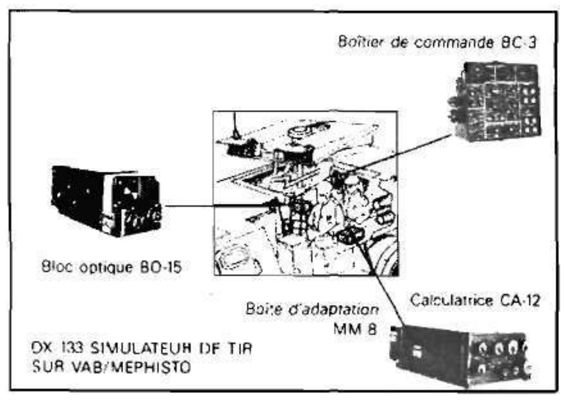
Il a pour but de former les instructeurs, officiers et sous-officiers qui seront chargés d'instruire les équipages.

- Stage de formation à la maintenance

Ce stage est destiné à la formation des personnes de soutien de tous niveaux.



DX 132 SIMULATEUR DE TIR SUR TOURELLE LANCELOT



DX 133 SIMULATEUR DE TIR SUR VAB/MEPHISTO

REGARDS SUR LA CONCURRENCE

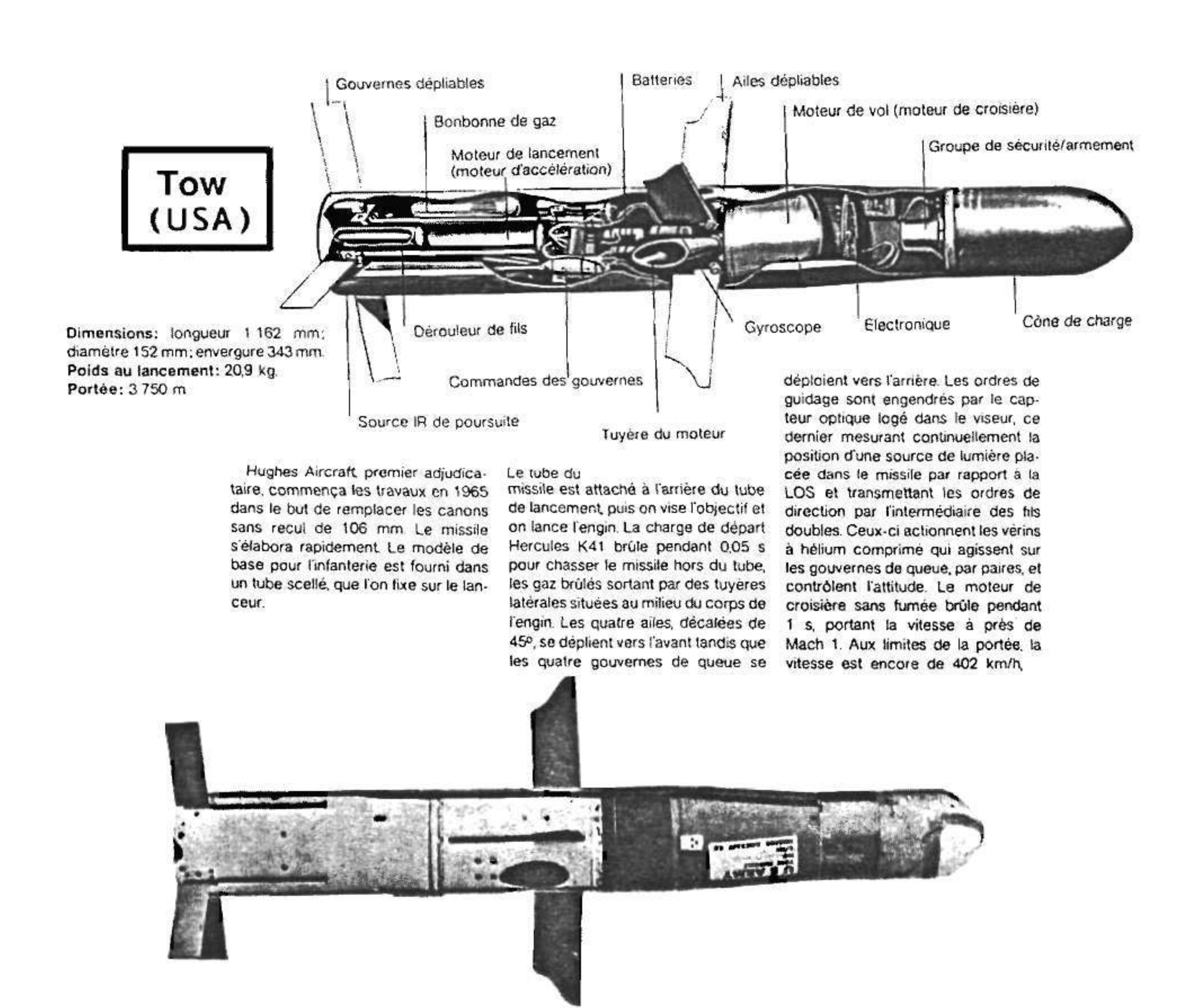
Swingfire (G.B.)

A la suite du développement extrêmement rapide du *Vigilant*, Vickers-Armstrong (Aircraft) étudia en 1958 un missile plus grand, dirigé par TVC, *Swingfire* en 1961. Le nom vient du fait que, grâce à l'accélération de lancement relativement faible et au TVC, le missile pouvait effectuer un virage à 45° dès le début du vol et aussi monter ou descendre à un angle de 20° en site.

Autre possibilité : le véhicule peut être mis de côté et le missile tiré et guidé par un opérateur éloigné. Le *Swingfire* possède un moteur IMI fonctionnant 6 s en phase d'accélération, donnant une vitesse doucement croissante, puis assurant une longue combustion de croisière permettant de diriger le missile par TVC. Les quatre ailes se déploient dès que le missile quitte le caisson de lancement. La tête à charge creuse de 7 kg

Le *Swingfire* entra en service dans l'Armée britannique en 1969

Dimensions : longueur 1,07 m ; diamètre 170 mm ; envergure 390 mm.
Poids au lancement : 27,0 kg.
Portée : 4 000 m à 667 km/h.



Dimensions: longueur 1 162 mm; diamètre 152 mm; envergure 343 mm.
Poids au lancement: 20,9 kg.
Portée: 3 750 m

Hughes Aircraft, premier adjudicataire, commença les travaux en 1965 dans le but de remplacer les canons sans recul de 106 mm. Le missile s'élabora rapidement. Le modèle de base pour l'infanterie est fourni dans un tube scellé, que l'on fixe sur le lanceur. Le tube du missile est attaché à l'arrière du tube de lancement, puis on vise l'objectif et on lance l'engin. La charge de départ Hercules K41 brûle pendant 0,05 s pour chasser le missile hors du tube, les gaz brûlés sortant par des tuyères latérales situées au milieu du corps de l'engin. Les quatre ailes, décalées de 45°, se déplient vers l'avant tandis que les quatre gouvernes de queue se déploient vers l'arrière. Les ordres de guidage sont engendrés par le capteur optique logé dans le viseur, ce dernier mesurant continuellement la position d'une source de lumière placée dans le missile par rapport à la LOS et transmettant les ordres de direction par l'intermédiaire des fils doubles. Ceux-ci actionnent les vérins à hélium comprimé qui agissent sur les gouvernes de queue, par paires, et contrôlent l'attitude. Le moteur de croisière sans fumée brûle pendant 1 s, portant la vitesse à près de Mach 1. Aux limites de la portée, la vitesse est encore de 402 km/h.

5. INSTALLATIONS DU HOT SUR VEHICULES TERRESTRES ET AERIENS

Les premières installations en même temps que le programme bilatéral ont été :

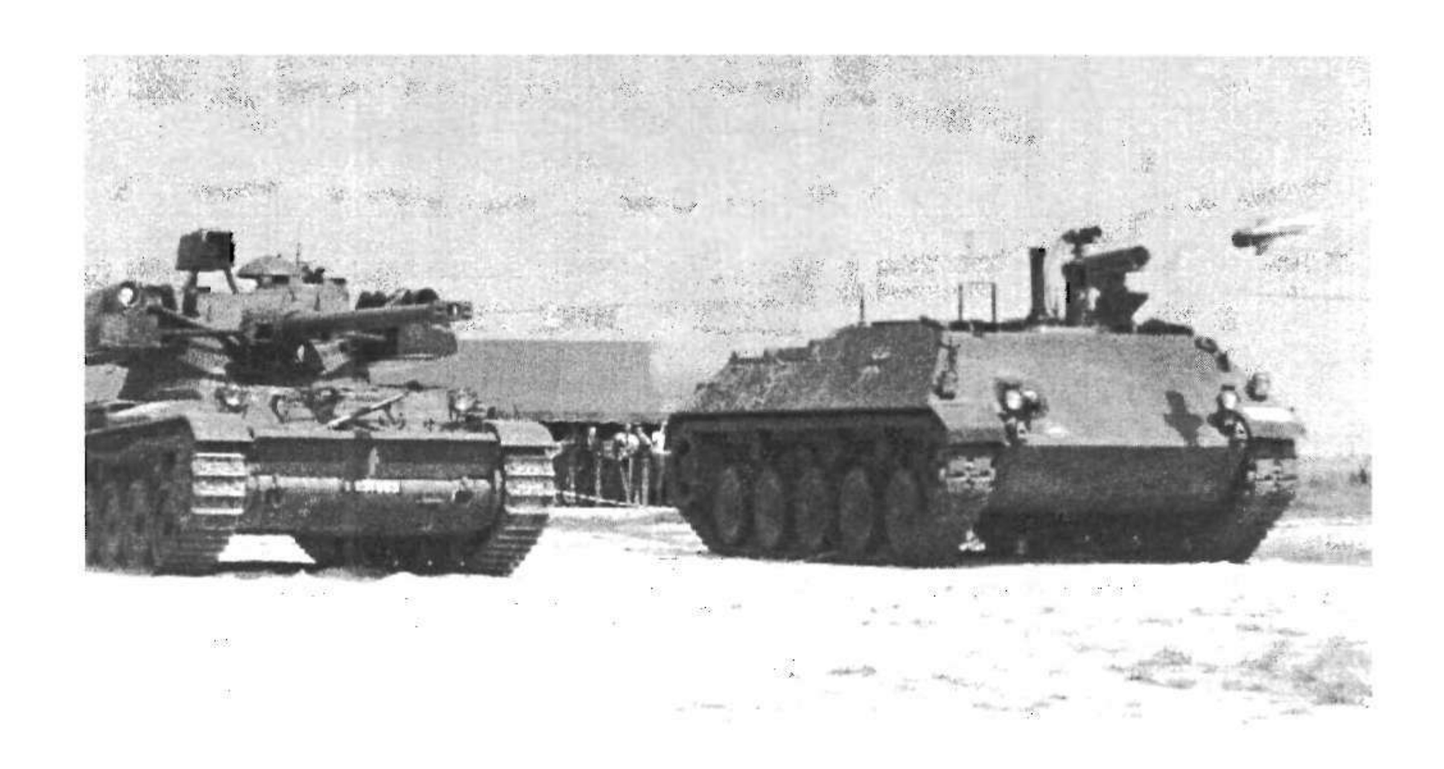
- Le montage sur AMX13 avec des affûts liés à la tourelle oscillante (6 munitions en position de tir) et la chaîne en éléments séparés, avec une lunette grossissement 10 et un asservissement tourelle amélioré pour le pointage fin.

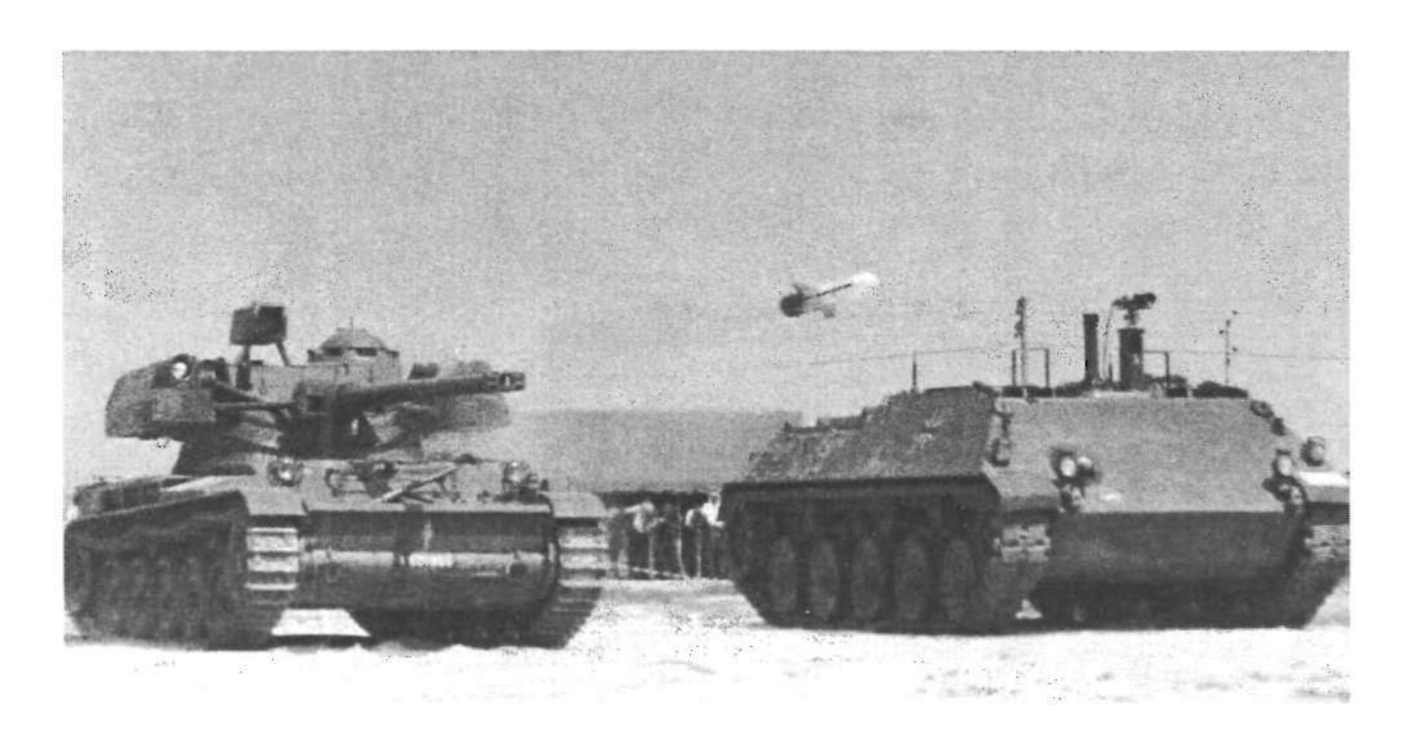
- Le montage sur SPz Neu avec un périscope et un ensemble hydraulique escamotable présentant un missile en position de tir en le prélevant dans un barillet vertical (8 missiles).

C'est à partir de ces véhicules que se sont faites les qualifications opérationnelles du système (1971-1972).

Dès 1969, la DTAT a lancé les travaux d'équipement d'une Gazelle (en utilisant l'expérience acquise avec le SS11 et le viseur gyrostabilisé APX 260). Dans ce cas, le poste de tir est constitué par :

QUALIFICATION SUR AMX 13 et SPZ NEU
(1972 : ETBS à AVORD)





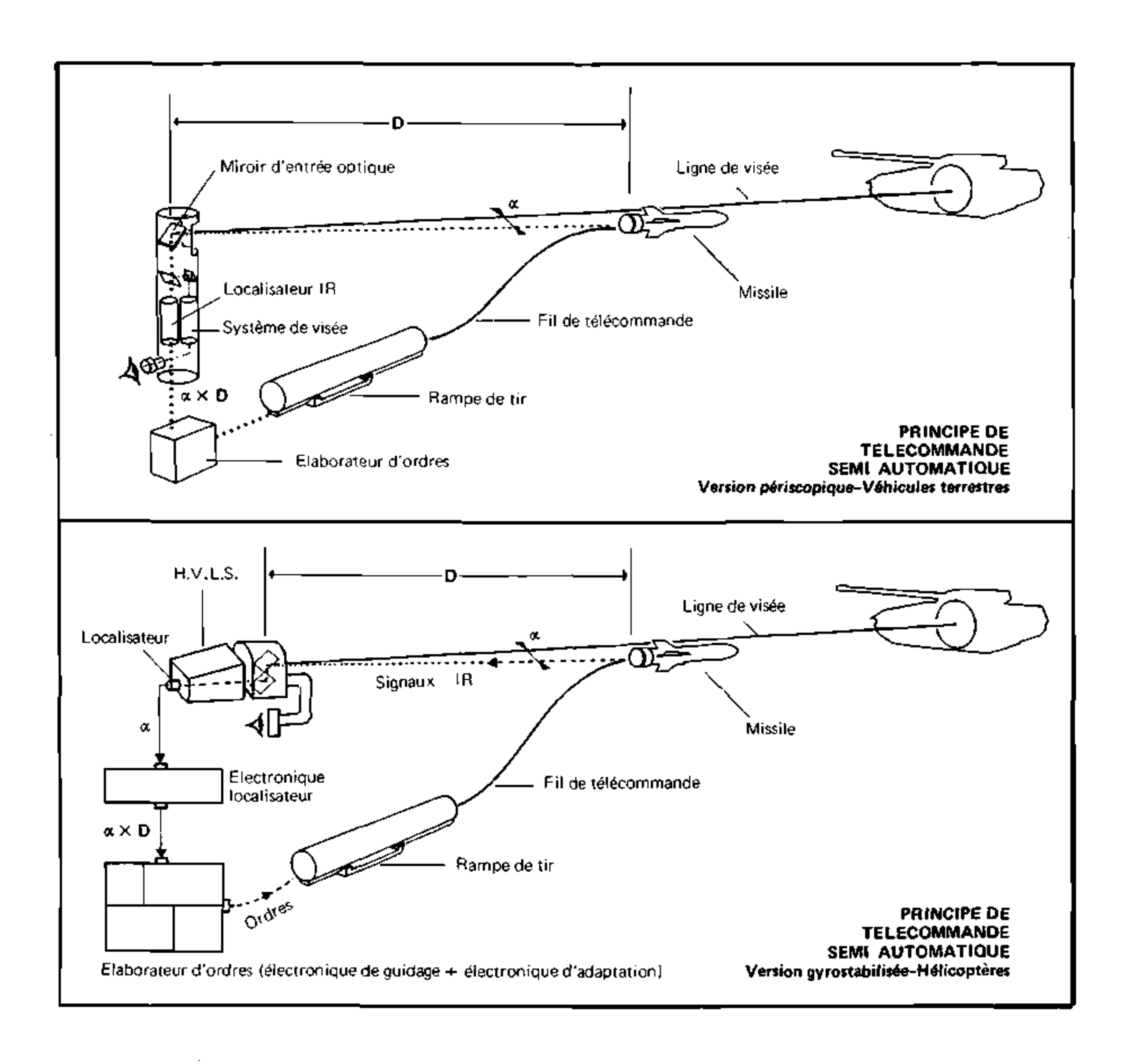
- L'ensemble viseur-localisateur avec miroir d'entrée gyrostabilisé (type APX 334, puis 397)
- L'ensemble de guidage (type éléments séparés)
- Un affût mobile asservi à la lunette portant 4 ou 6 supports symétriques de part et d'autre de la cabine.

Un montage analogue équipera le BO 105 allemand quelque temps après.

Par la suite, chaque décennie générera son lot d'installations dont on trouvera un examen sommaire ci-après.

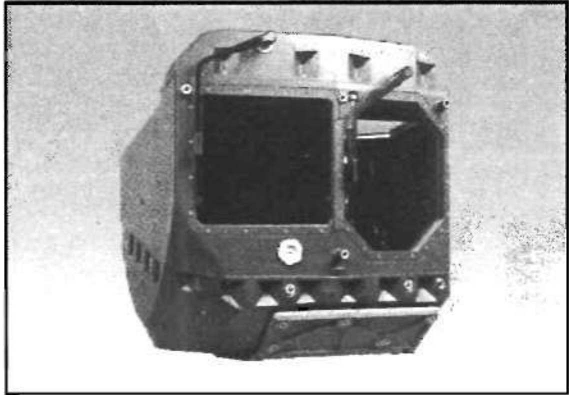
Dans les spécifications du programme franco-allemand, il avait été demandé un affût individuel autonome comme celui du TOW. Les études préalables ont montré qu'on aboutissait à un ensemble d'environ 150 kg, qui même réparti en fardeaux élémentaires de 20 ou 30 kg, ne donnait pas une mobilité extraordinaire. De plus, la position rasante limitait la portée, du fait de l'horizon plus court. A ce jeu, le MILAN répondait bien mieux aux emplois opérationnels, et le projet fut abandonné.

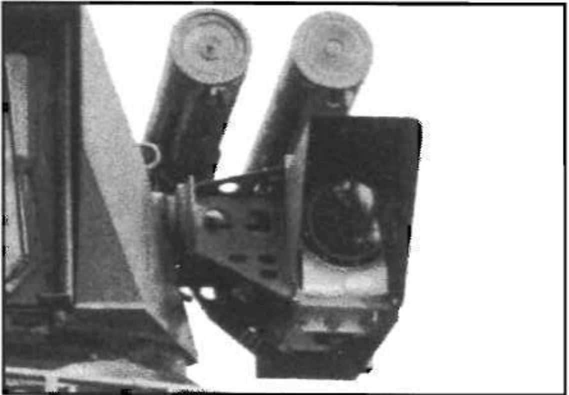
TYPES D'INSTALLATION



Les installations de tir sur véhicules comprennent :
- la nouvelle tourelle ATM (AntiTank Modulaire), pour tous véhicules, blindés ou non,
- l'UTM 800, le MEPHISTO, la K3S et la LANCELOT pour véhicules chenillés ou à roues,
- les caméras IR thermiques MIRA, CASTOR, ZEO et autres qui permettent l'observation et le tir de nuit ou en conditions défavorables.







L' ATM permet l'observation, le traitement des données et le tir du HOT.
Le module d'observation élevable comprend une caméra TV, une caméra IR , le localisateur HOT et un télémètre laser.
Le module de contrôle permet de :
- détecter, localiser et mémoriser les cibles,
- d'échanger les données de surveillance et de tir,
- de tirer les missiles HOT.
Le module de tir comporte 2 ou 4 missiles Hot prêts au tir.



TOURELLE UTM 800

Description

La tourelle UTM 800 est un affût de tir asservi qui supporte tous les éléments nécessaires au tir de 4 munitions HOT :
- équipement de visée,
- équipement de guidage,
- équipement de pointage,
- ensemble de supports de munitions.

Le tireur dispose d'un siège dans le panier de tourelle.

□ L'équipement de visée est constitué d'une lunette à deux grossissements, mobile en site ; le localisateur infrarouge lui est accolé.

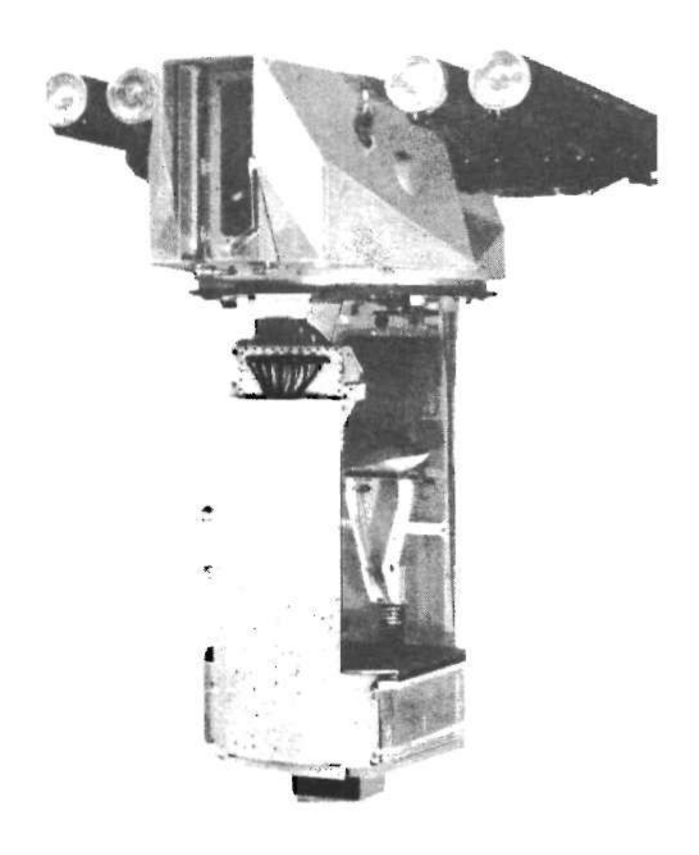
□ L'équipement de guidage regroupe toutes les boîtes électroniques nécessaires au guidage du missile.

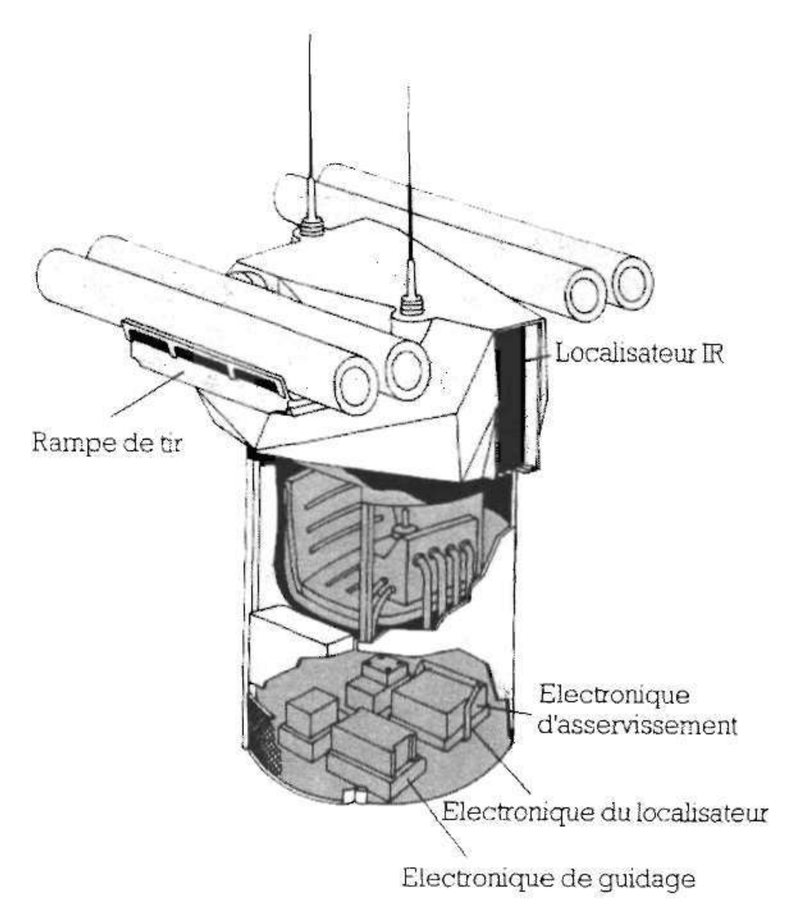
□ L'équipement de pointage permet :
- d'incliner en site le bloc de visée avec le localisateur, ainsi que les supports de munitions ;
- d'orienter la tourelle en gisement sans limitation, grâce à la présence d'un joint tournant.

Ces deux mouvements sont obtenus électriquement par action sur un manche unique, grâce auquel le pointeur peut assurer une observation panoramique, orienter la ligne de visée (en même temps que les supports de munition) sur l'objectif et assurer la poursuite précise de celui-ci. Un dispositif manuel de secours est prévu.

Une stabilisation gyrométrique permet de conserver la précision de visée quelles que soient les oscillations du véhicule (vent, mouvements du personnel).

□ Les supports de munitions, orientables en site (et en gisement en même temps que la tourelle) permettent de disposer de 4 missiles prêts au tir. Le chargement est manuel ; son organisation dépend du type de véhicule.





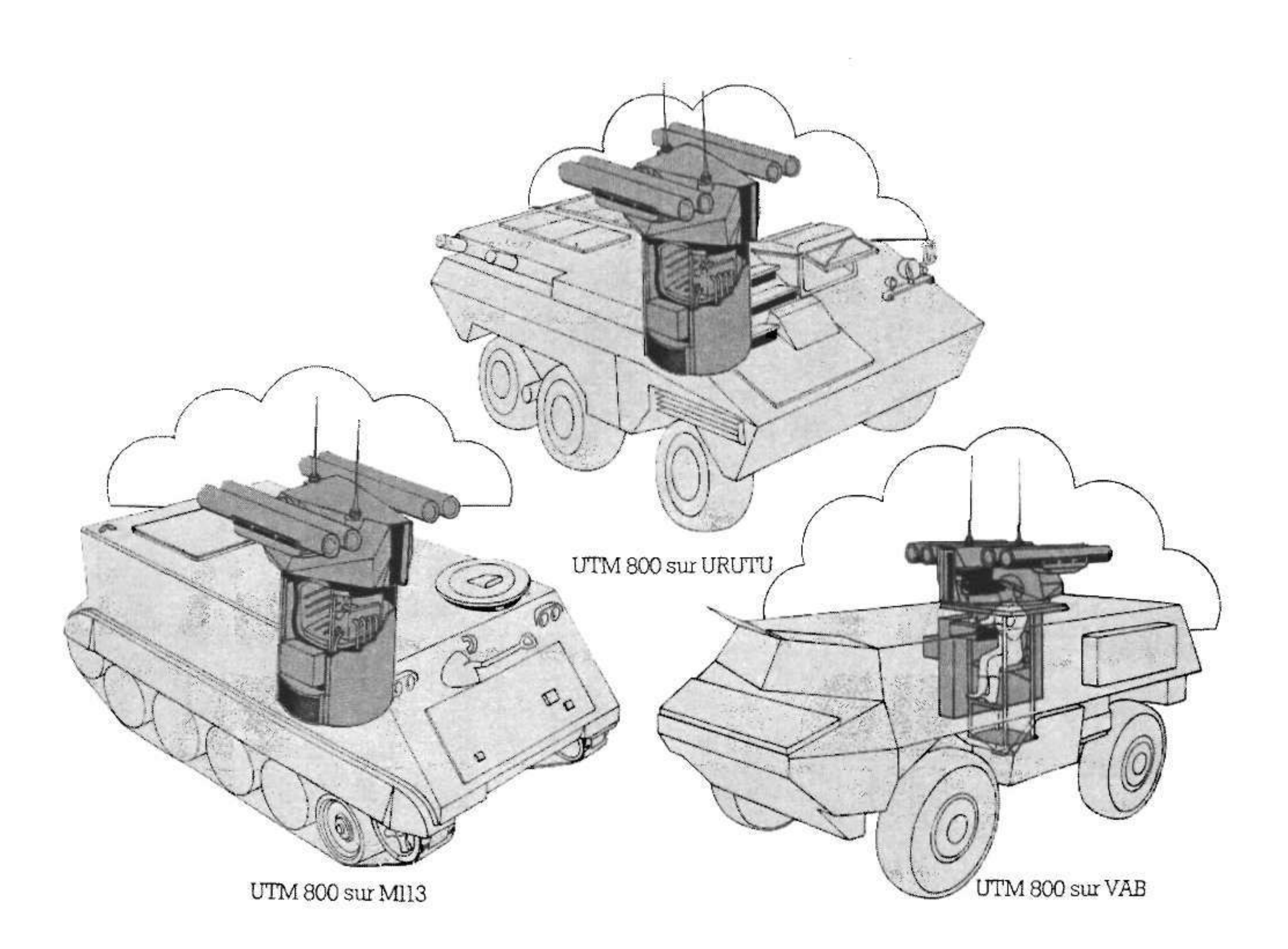
Montage sur véhicule

Une réalisation typique est le M3VTH de la Société PANHARD : ce véhicule de 7 tonnes peut transporter, outre la tourelle UTM 800 avec ses quatre munitions, 10 munitions de rechange. Le chargement s'effectue par une trappe disposée sur le toit, le servant restant partiellement à l'abri. La manutention des missiles est facilitée par la présence d'un petit élévateur.

Grâce à sa stabilisation, la tourelle UTM 800 est particulièrement adaptée aux véhicules à roues (VAB, URUTU, MOWAG, PIRANHA), mais elle peut aussi bien être installée sur des engins chenillés (M 113 ou SPARTAN par exemple).

Tir de nuit

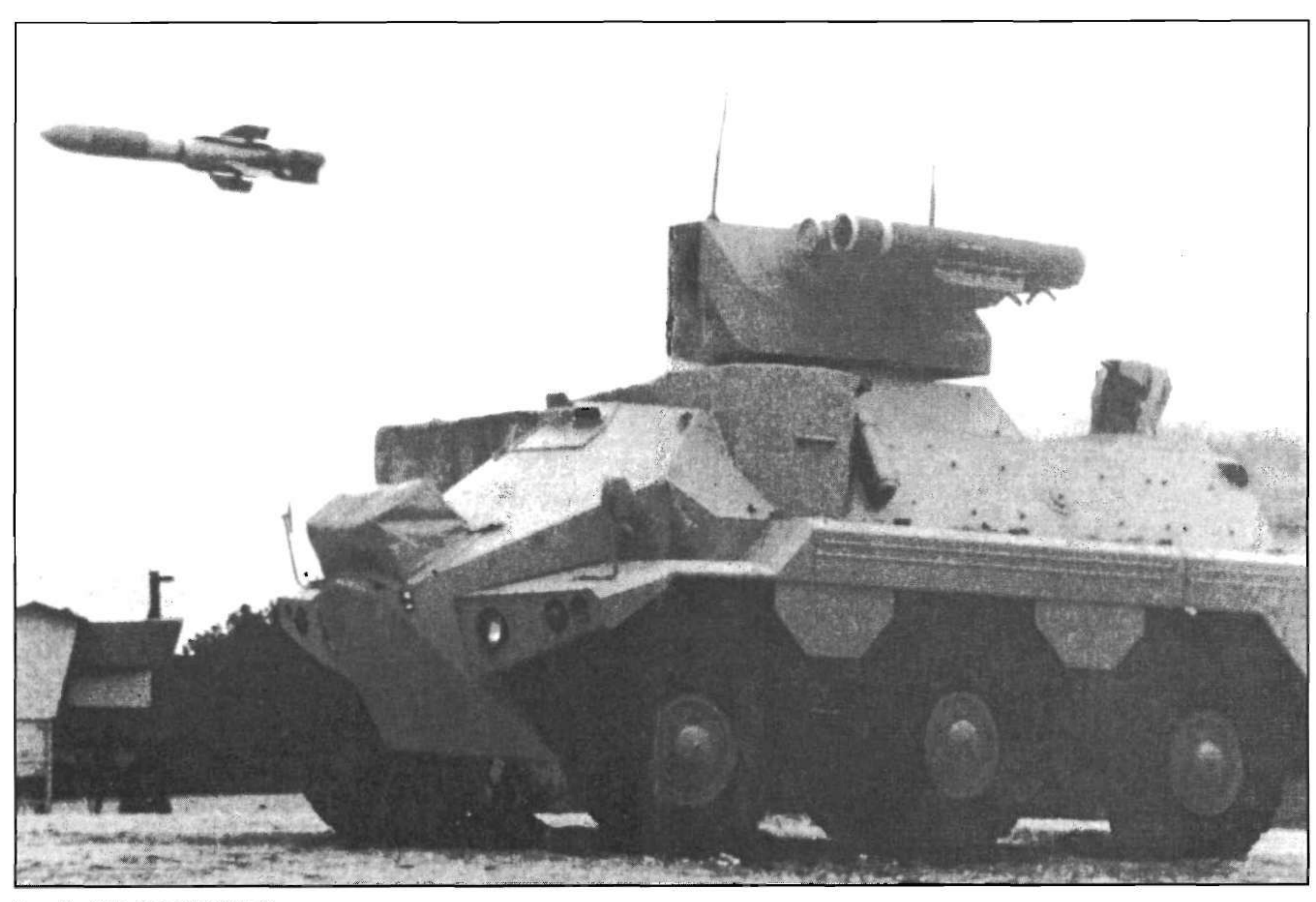
La tourelle UTM 800 peut recevoir une caméra thermique en lieu et place d'une munition.



UTM 800 sur URUTU

UTM 800 sur M113

UTM 800 sur VAB



Tourelle UTM 800 SUR M3 VTH

INSTALLATION MEPHISTO

Description

L'installation MEPHISTO est conçue pour concilier les avantages des montages :
- en tourelle : tir tout azimut ;
- et en casemate : silhouette surbaissée en position de route.

Elle se compose :
- d'un viseur à tête panoramique,
- d'un module élévateur,
- d'un poste de commande,
- d'un ensemble de chargement.

Le module élévateur supporte quatre rampes et peut occuper deux types de position :
- position basse : le carénage des rampes est presque totalement éclipsé dans le toit du véhicule ; c'est la position de route, permettant le chargement ;
- position haute : les rampes sont dégagées du toit et l'ensemble du module peut pivoter sur 360° sans limitation. Le pointage des rampes se fait par recopie de l'axe de visée.

Le viseur est du type périscopique ; la tête est orientable et comporte un miroir gyrostabilisé, le tireur restant assis sur un siège fixé au plancher du véhicule. Le périscope permet soit la surveillance du terrain (position observation, seul le viseur est sorti), soit le tir du missile (les rampes sont sorties et recopient la ligne de visée). Le localisateur est jumelé au viseur. L'ensemble est conçu pour recevoir le dispositif IR de visée de nuit.

Les organes de commande, et notamment le manche de pointage du module, sont à portée de main du tireur ; les coffrets électroniques sont répartis au mieux dans la caisse du véhicule. L'ensemble de chargement à l'intérieur du véhicule comporte deux barillets mobiles portant chacun quatre munitions de réserve.

Caractéristiques numériques

Longueur du module : 1 450 mm environ (2 700 mm avec les barillets de chargement).
Largeur du module : 1 600 mm environ.
Hauteur nécessaire entre toit et plancher : 1 300 mm environ.
Masse totale : moins de 2 000 kg avec les barillets de chargement et 12 munitions.
Champ de tir en direction : 360° sans limitation, vitesse 0 à 30°/s.
Pointage en site : ± 10° pour la ligne de visée, vitesse 0 à 5°/s.
Viseur APX M 509 à miroir gyrostabilisé comportant deux grossissements :
- x 3 : champ 320 mrd (18° environ),
- x 12 : champ 80 mrd (5° environ).

Alimentation électrique : 27 V cc.

Montage sur véhicule

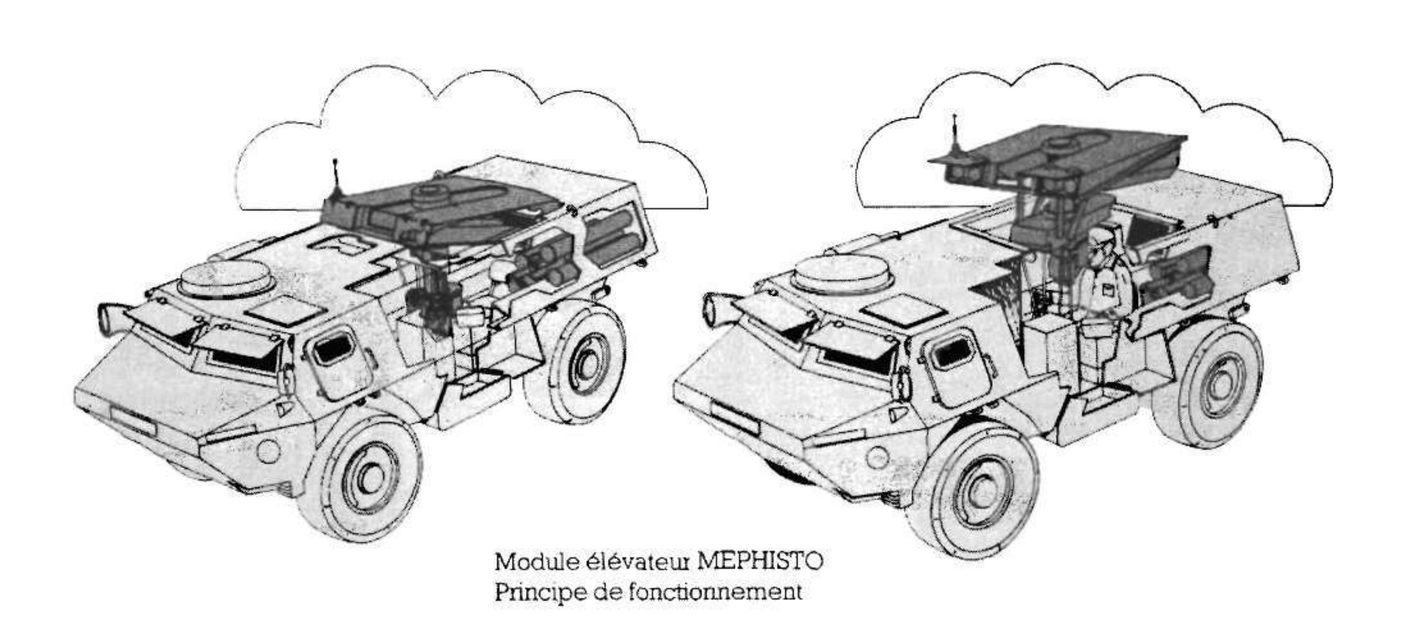
L'Armée française a adopté l'installation MEPHISTO sur VAB. Ce véhicule peut transporter 8 munitions de réserve disposées en deux barillets de chaque côté du compartiment arrière ; le chargement se fait de l'intérieur du véhicule, le module étant en position basse et les munitions de réserve se trouvant alors dans l'axe des rampes.

Les opérations de chargement et de tir ne diminuent en rien la protection blindée et NBC que le véhicule procure à l'équipage.

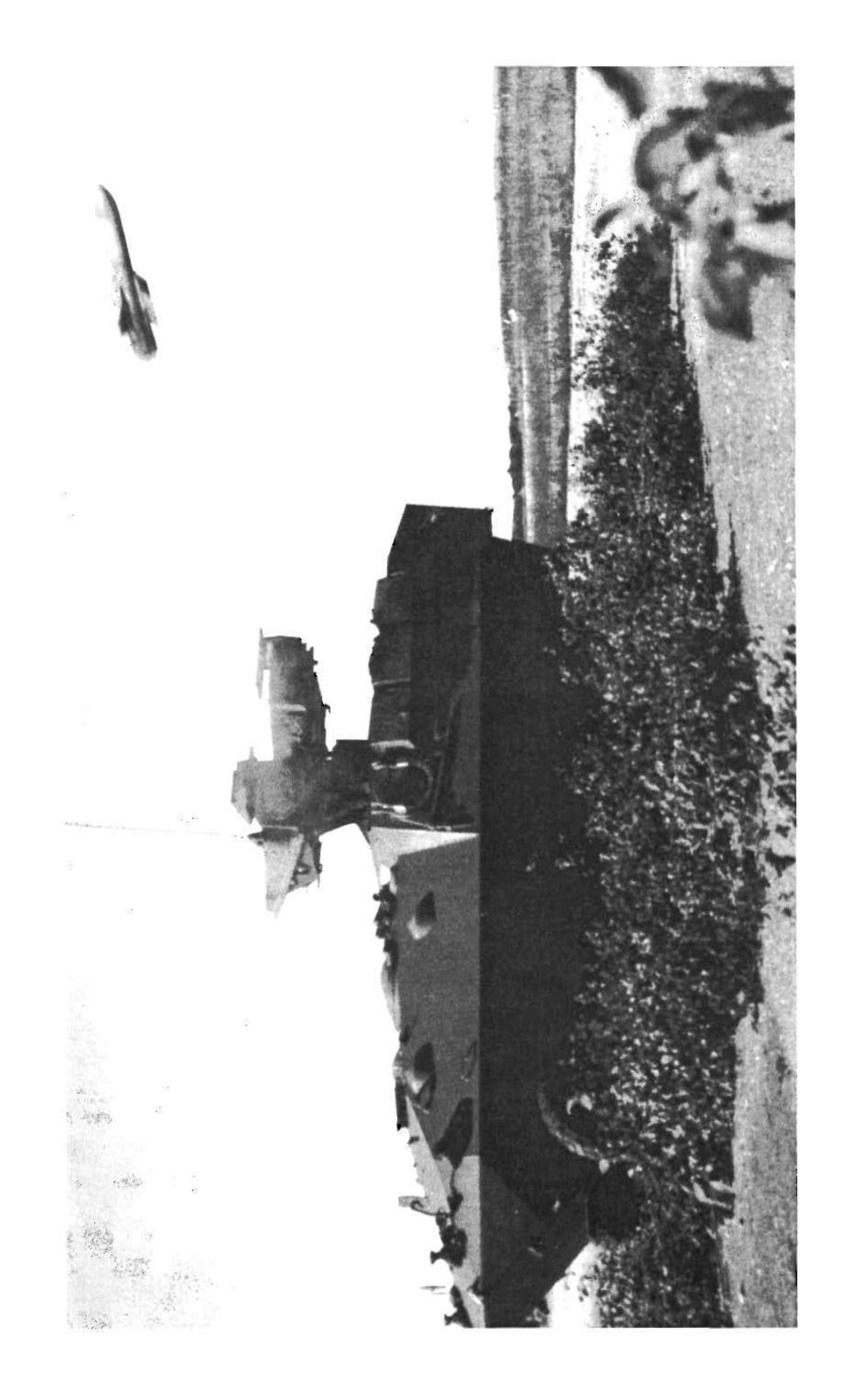
Tir de nuit

Pour le tir de nuit, on dispose au-dessus du viseur périscopique une caméra thermique SMT (Système Modulaire Thermique) permettant d'utiliser le HOT jusqu'à sa portée maximale.

MÉPHISTO sur VAB 4 x 4



Module élévateur MEPHISTO
Principe de fonctionnement




AMX 10 HOT

■ TOURELLE LANCELOT

Destination

Etudiée et réalisée pour équiper l'AMX 10 P transport de troupe, la tourelle LANCELOT peut équiper les blindés légers de la classe 15 tonnes.

Description

Dérivée de la tourelle biplace TH 20, la tourelle LANCELOT supporte tous les éléments nécessaires au tir HOT :

- équipement de visée ;
- équipement de guidage ;
- équipement de pointage ;
- ensemble de supports de munitions.

La tourelle peut comporter en outre un équipement supplémentaire : télémètre laser permettant de déterminer la distance précise de l'objectif, ou éventuellement mitrailleuse de défense rapprochée. Le panier de tourelle offre de la place pour deux servants : le chef de char, qui peut servir le télémètre ou la mitrailleuse, et le tireur HOT. Une couronne d'épiscopes assure à l'équipage une vision panoramique.

Les équipements de visée, de guidage et de pointage sont les mêmes que ceux de l'UTM 800, le système de motorisation de la tourelle ayant ses caractéristiques propres.

Les supports de munitions permettent également de disposer de quatre missiles prêts au tir ; des gardes protègent les tubes pendant les déplacements en terrain broussailleux. Le chargement est manuel. Le véhicule transporte, en outre, 14 missiles.



Installation sur véhicule

La tourelle LANCELOT permet à la fois l'observation donc le commandement du char - et le tir HOT. Les grandes dimensions de la tourelle permettent à l'équipage de travailler dans de bonnes conditions.

Tir de nuit

La tourelle LANCELOT peut être dotée d'une caméra thermique CASTOR. Elle s'adapte directement sur la tête du viseur de jour et se monte ou se démonte en 30 minutes. De conception modulaire elle utilise la plupart des éléments communs à la famille SMT.

Performances minimales

Distance de détection : supérieure à 4000 m ;
distance de reconnaissance : supérieure à 3200 m ;
distance d'identification : supérieure à 2000 m.

HELICOPTERES

Les installations sur hélicoptère intègrent les éléments de dialogue entre l'aéronef et le système HOT. Leur conception modulaire permet l'adaptation sur tout type d'hélicoptère.

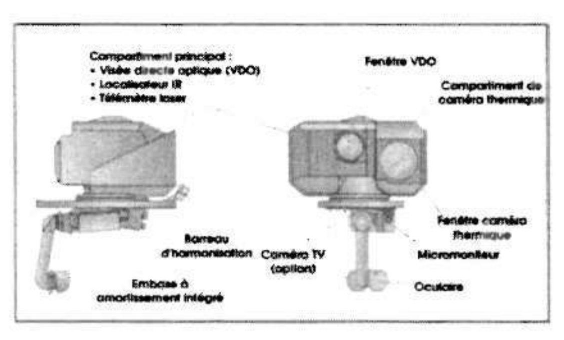
Le viseur stabilisé et l'asservissement en site des rampes de lancement permettent :
- l'observation et le tir en vol stationnaire ou en translation jusqu'à 150 km/h,
- une manœuvre évasive de l'hélicoptère après le départ du missile avec une rotation de la ligne de visée jusqu'à 6°/s.

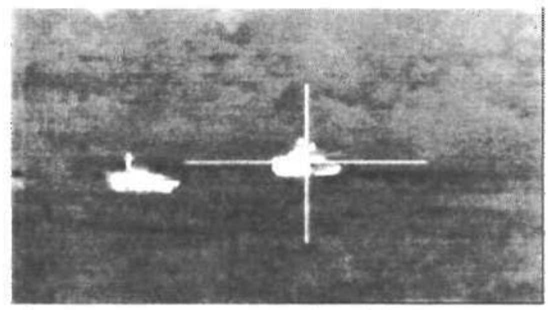


Le viseur jour/nuit HOT/VIVIANE comprend :

- une tête de visée montée sur le toit (+/-120° en azimut; +25°/-20° en site)
- un localisateur à DTC résistant au brouillage (Champ d'acquisition 8° x 10° ; croisière 0.8° x 1°)
- une voie directe optique (Champs 17° x 3,2 ; 5° x 11)
- un télémètre laser,
- une caméra IR thermique

Champs	30° x 20°	M : 1,5
	6° x 4°	M : 7,5
	2,4° x 1,6°	M : 19/38
Portée	> 5000 m	





Le viseur HOT/VIVIANE peut remplacer par échange standard l'APX-397 sur tous les hélicoptères qui en sont équipés.

• **Viseur-localisateur.**

Le viseur-localisateur permet :

– l'observation du terrain, avec un champ optique de 17° et un débattement de 118° de part et d'autre de l'axe de l'hélicoptère ;

– la détection, l'acquisition et l'identification de l'objectif, grâce à un grossissement de 10,8 ;

– la poursuite optique précise de la cible ;

– la mesure des écarts angulaires du missile par rapport à la ligne de visée.

Le VISEUR (APX M 397) est à deux couples champ-grossissement. Dans l'oculaire, le tireur peut voir :

– un réticule permettant un pointage précis,

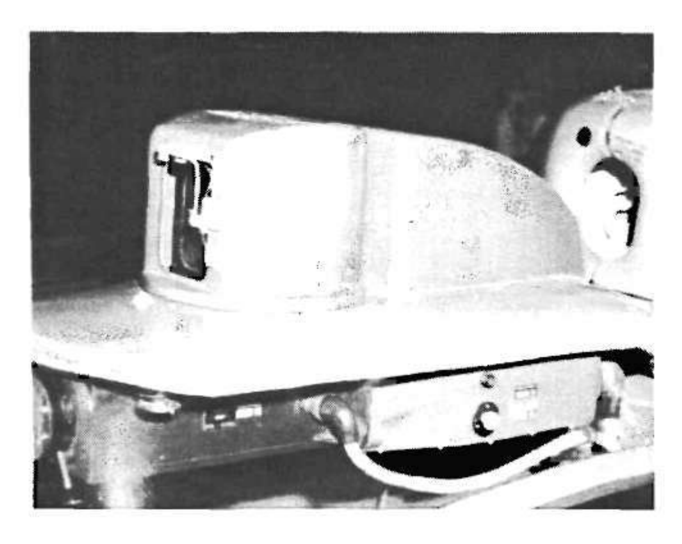
– un gabarit matérialisant le champ de "croisière" du goniomètre infrarouge,

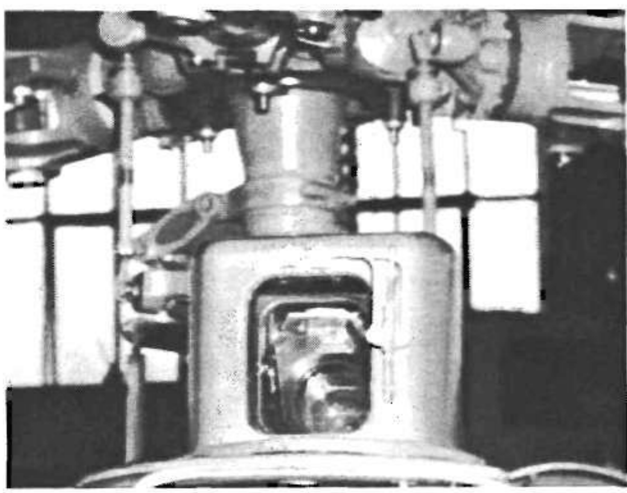
– un repère indiquant l'orientation de l'axe de l'hélicoptère et permettant de vérifier que celui-ci est dans la direction du tir,

– un voyant d'autorisation de tir montrant que toutes les conditions nécessaires sont réunies.

L'optique comporte un miroir gyrostabilisé grâce auquel l'axe de visée reste stable malgré les mouvements de tangage et de lacet de l'hélicoptère.

La tête du viseur est mobile dans le plan horizontal, afin de permettre l'observation de part et d'autre de l'hélicoptère, ainsi que le tir pendant les manœuvres évasives. Dans ce dernier cas, des dispositifs électroniques d'aide au pointage prennent en compte la variation de cap de l'hélicoptère de façon à maintenir l'axe optique dans la direction du but. Un miroir mobile permet une recherche en site. Le LOCALISATEUR infrarouge comporte trois champs commutés successivement pendant les phases d'acquisition, de prise en charge et de croisière du missile ; le champ se resserre quand le missile s'éloigne, de façon à éviter au maximum les sources IR parasites.





• Débattement :
± 118° en gisement par rapport au plan axial de l'hélicoptère
– 20° + 28° en site par rapport au plan d'assiette de l'hélicoptère
• Vitesse de débattement :
– optique en grand champ :
± 12°/s en gisement
± 10°/s en site
– optique en petit champ :
± 3°/s en gisement et en site
• Optique :
x 3,2 – champ ± 150 mrad (± 8,4°) ou
x 10,8° – champ ± 45 mrad (± 2,5°)
• Champ du localisateur :
– phase d'acquisition : ± 5°
(commutation à t_o + 2 secondes, missile à 300 m environ)
– phase prise en charge : ± 2,5°
(commutation à t_o + 3 secondes, missile à 500 m environ)
– phase de croisière : ± 0,5°

• **Dispositifs de sécurité.**

Circuit de sécurité du poste de tir.

Ce circuit n'autorise la mise à feu du missile – quand on appuie sur le bouton de mise à feu – que si certaines conditions sont remplies, en particulier :

– direction de visée à moins de 3° de l'axe de l'hélicoptère,

– angle de roulis de l'hélicoptère inférieur à 10°,

– sélection d'une rampe équipée d'une munition,

– alimentation suffisante en courant du poste de tir,

– viseur débloqué,

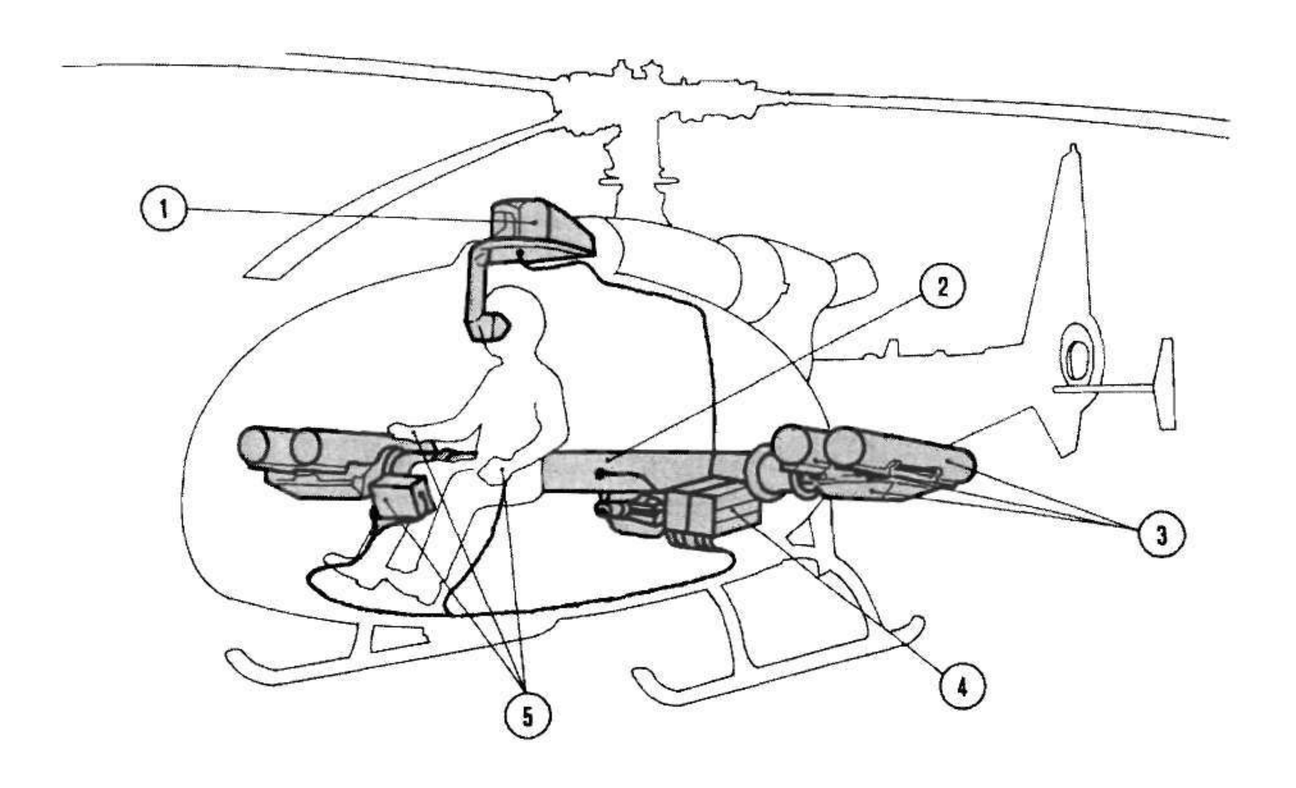
– angle rampe correct par rapport à la visée.

Sécurité au départ du missile.

Une sécurité particulière interdit l'explosion de la charge militaire avant un éloignement du missile de 30 à 50 mètres.

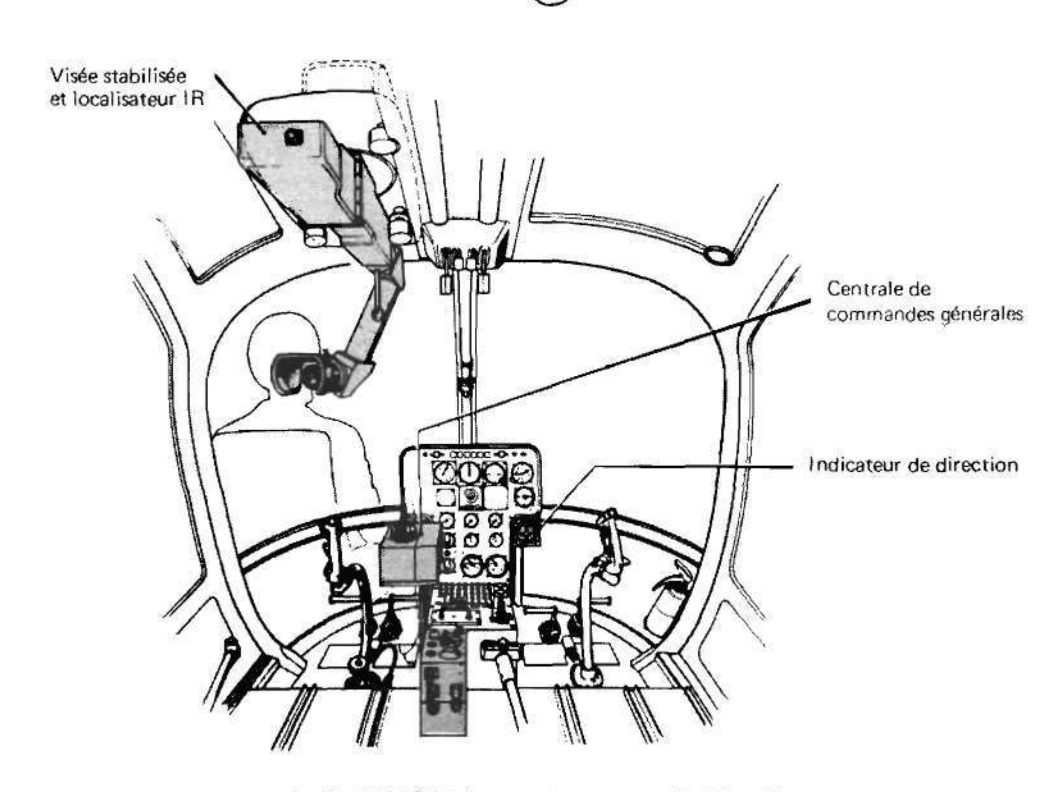
Largage du fil.

Le largage du fil de télécommande se fait automatiquement après impact du missile au sol ou après un délai déterminé après le lancement. Il peut aussi être fait manuellement en cas de besoin.



1 Viseur localisateur stabilisé "HVLS"
2 Support polyvalent avec ensemble moteur vérin
3 Chaise et rampes
4 Ensemble boîtes poste de tir
5 Ensemble boîtes de commande

INSTALLATION HOT SUR SA 341



INSTALLATION SUR HÉLICOPTÈRE (vue intérieure hélicoptère BO105)

HOT sur hélicoptère Gazelle SA 341



HOT sur hélicoptère BO 105



armée de TERRE
BYD
aerospatiale
HOT

PARTIE III
Techniques structurantes des Antichars

Chapitre 1:

DYNAMIQUE DE VOL DES MISSILES ANTI-CHARS

Les divers types de vecteurs projetés dans l'air ont un comportement balistique à peu près standard, et il est intéressant d'établir des lois de correspondance entre les caractéristiques structurales et la dynamique du vol.

On examinera ainsi :

1 - Le comportement d'un projectile non-guidé.

2 - Les méthodes de pilotage.

3 - La télécommande manuelle.

4 - La télécommande semi-automatique.

On trouvera en annexe des considérations sur les formules d 'équilibre et leurs solutions, qui définissent les paramètres dynamiques, et permettent l'orientation des conceptions, ce que J. E. STAUFF a longuement étudié, et qu'il a mis en œuvre pour créer les missiles anti-chars de première et deuxième génération avec le succès que tout le monde lui connaît.

1 - CONDITIONS DE VOL D'UN PROJECTILE

1.1.1.- Les projectiles antichars ont des formes géométriques à peu près semblables :

- Un corps cylindrique allongé précédé d'une ogive arrondie ou conique. Cela résulte des composants inclus eux-mêmes : la charge positive avec une symétrie radiale ; des ensembles de propulsions à base de propergols solides générant des pressions internes et donc des structures nécessairement cylindriques : corps, tubes de liaison, tuyères.

-Des ailettes de petite envergure fixes ou déployables, placées en partie arrière, quatre en général (en + ou en X). La recherche d'une production grande série concourt à donner une symétrie cylindrique aérodynamique, même si les agencements intérieurs sont quelquefois dissymétriques.

En retour, on s'affranchit ainsi des problèmes de composantes couplées entre les voies profondeur et direction, grâce à l'isométrie des inerties de lacet et de tangage. On est dans un type de configuration plus proche de l'obus que de l'avion.

1.1.2- Pour effectuer sa trajectoire le projectile est mis en vitesse par les actions propulsives de départ, et se trouve projeté à une vitesse donnée dans l'atmosphère. Dans cette phase il est soumis à :

- Des incitations dynamiques : balance entre l'inertie créée par sa masse et les forces de propulsion qui génèrent des accélérations.

- Des incitations aérodynamiques qui vont se traduire très classiquement par des forces en ρV^2, généralement caractérisées par : la portance (verticale et latérale), la traînée axiale, et leur point d'application sur l'axe longitudinal dit centre de poussée (CDP).

On rappelle ces notions dans la fig. 1 ci-après. La combinaison CDP-CDG détermine le comportement du projectile et ses tendances à aller plus ou moins droit sur le but assigné.

Le rôle joué par la vitesse de parcours est double :

- Assurer le pilotage jusqu'à la cible, donc générer une capacité de manœuvres verticales et latérales grâce à l'aérodynamique.

- Déterminer le temps de vol requis pour atteindre la portée maximum. Cette durée est critique dans la mise en œuvre, car c'est le laps de temps pendant lequel le tireur est vulnérable, surtout si, comme c'est le cas pour les missiles téléguidés, il est astreint à assurer le pilotage (ou le pointage) sur la cible pendant ce délai " obligé ".

Cette remarque indique que les tendances opérationnelles vont être :

- De réduire les signatures de départ (effets optiques et acoustiques).

- D'accroître les vitesses de parcours : de 80 m/s pour l'ENTAC et le SS 10, à 180 m/s pour le SS*11*, et à 250 m/s pour le HOT, jusqu'à la tentative de 600 m/s pour l'ACRA.

- D'automatiser le guidage du missile pour permettre au tireur de " s'effacer " dans le paysage avec une tendance marquée pour un " tire et oublie " idéal qu'on ne réussira à mettre techniquement au point que dans cette fin de siècle, et dans des conditions économiques qui en font une arme complexe.

1.2 - Comportement dynamique d'un missile non tournant

L'examen du comportement dynamique d'un projectile peut se faire simplement en examinant les effets des moments et ceux des forces.

Dans un premier temps on considèrera un projectile NON TOURNANT, car ces effets sont plus intuitifs (puisque directs) ; on examinera par la suite les déformées induites par la rotation en roulis.

- Les moments régissent le comportement angulaire : mouvement autour du centre de gravité qui est caractérisé par l'assiette θ qui modifie l'incidence aérodynamique i.

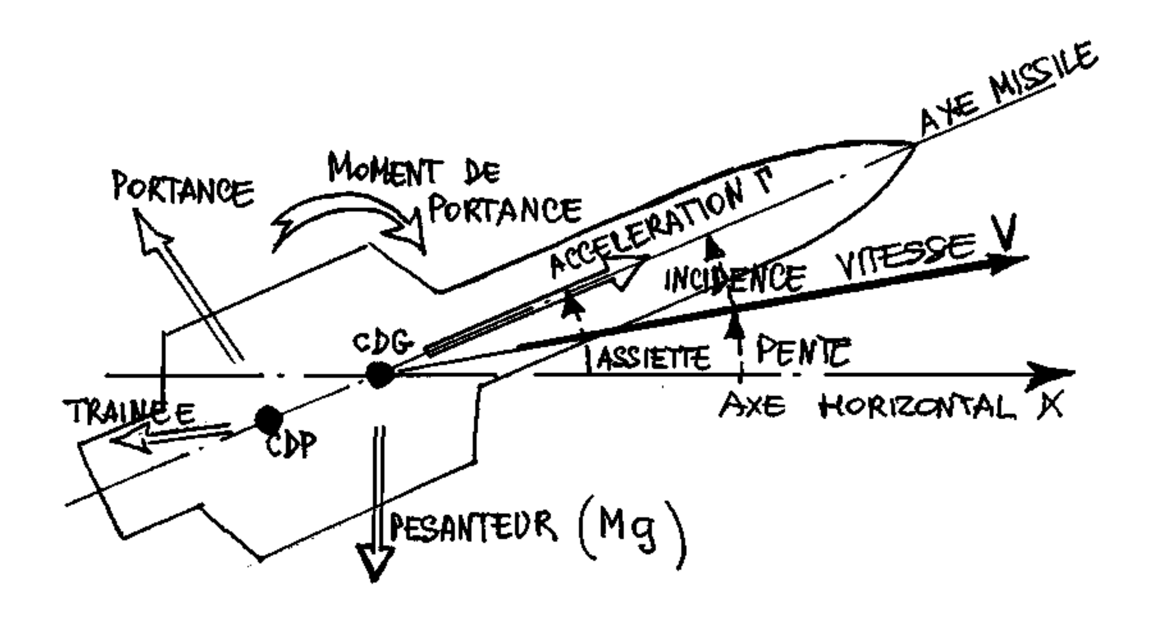


FIG 1 : Paramètres caractéristiques du missile.

- Les forces générées par l'incidence aéro i déterminent le mouvement du CDG, caractérisé par la déviation de la vitesse, c'est-à-dire par la pente p (différence entre θ et i).

L'orientation du missile est déterminée par l'assiette θ qui est la somme de l'incidence i et de la pente de vitesse p.

- 4 forces (générant 4 accélérations sur la masse M) :
  - Pesanteur $\rightarrow$ g (verticale).
  - Poussée propulseur$\rightarrow$ Γ (suivant l'axe missile).
  - Portance aérodynamique : proportionnelle à V^2 et à l'incidence i.
  - Traînée aérodynamique : proportionnelle à V^2.

- Le bras de levier entre le centre de poussée aérodynamique (CDP) et le centre de gravité (CDG) est la marge statique définie comme :
  - Positive : si CDP en arrière de CDG : elle génère un couple réducteur de l'assiette et donc de l'incidence$\rightarrow$Stabilité.
  - Négative : si CDP en avant du CDG : couple accroissant l'incidence i (donc générateur d'instabilité).
  - Nulle : si CDP et CDG confondus: le missile est indifférent à son incidence, et la conserve indéfiniment (comportement dit métastable).

1.2.1-Si on écarte le projectile de son incidence d'équilibre, les effets aérodynamiques vont contrer cette perturbation par 2 couples:

- Un couple de rappel, résultant de la stabilité aérodynamique (marge statique positive) qui génère en fait une oscillation angulaire.
  - Un couple d'amortissement dû au balancement précédant (effet de friction aérodynamique sur les ailettes et le corps en mouvement angulaire) assez faible mais réduisant l'amplitude des 3/4 après 2 oscillations complètes.

Cette oscillation amortie (dite: mouvement pendulaire) se traduit sur la trajectoire par le fait que :

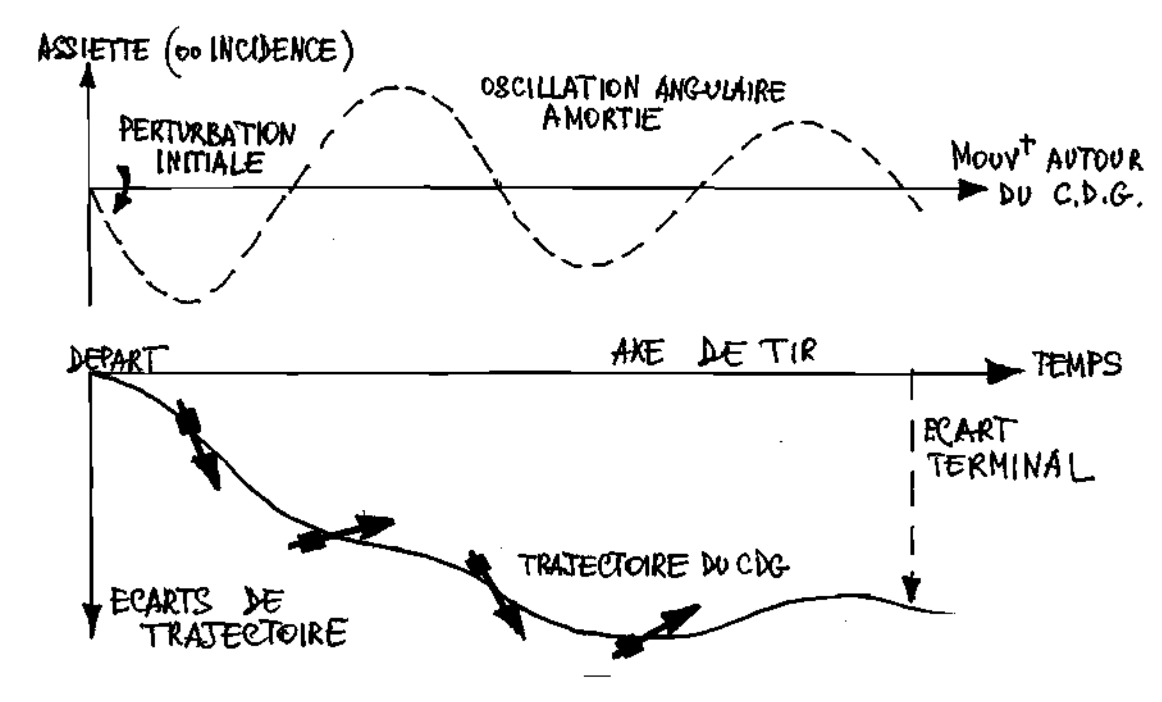
- L'assiette θ, sous l'effet d'une accélération longitudinale Γ génère une accélération radiale (égale à $\Gamma\theta$).

- L'incidence aérodynamique i (qui au départ est égale à θ) induit des forces de portance qui, également, génèrent des accélérations radiales.

On pourrait croire dans un premier examen que les écarts déduits de ces accélérations (de type oscillatoire comme les mouvements angulaires qui les provoquent) ont une résultante nulle.

Il n'en est rien, car les intégrations temporelles, qui permettent de passer de l'accélération à la vitesse puis à l'écart, dissymétrisent les effets par rapport aux causes: les effets initiaux sont prépondérants par rapports aux suivants, et dans ce cas, d'autant plus que l'amortissement les réduit progressivement (la figure ci-après schématise ce comportement).

Conséquence : <u>la trajectoire conserve le souvenir de la perturbation initiale</u>, c'est-à-dire que la déviation terminale sera directement liée en direction et amplitude à cet écart initial.



Trajectoire résultant du mouvement angulaire

1.2.2-Ce comportement oscillatoire résulte d'une balance des moments stables, c'est-à-dire avec un CDG devant le CDP:

- Dans le cas de la métastabilité (marge statique = 0) on devrait assister à une indifférence à l'angle d'assiette, et donc à une trajectoire quasi-linéaire, déviée dans n'importe quel sens, au gré des perturbations initiales.

- Dans le cas de l'instabilité (CDG derrière CDP) le missile devrait basculer tête bêche.

En fait ces situations ne sont pas durables, car lorsque l'incidence s'accroît au-delà de quelques degrés, on assiste à un recul du CDP, donc à une tendance naturelle à retrouver la stabilité.

Néanmoins, le contrôle d'un système instable aux petits angles et stable aux grands, à partir d'une chaîne d'asservissement externe et basée sur les seuls écarts de trajectoire (télécommande automatique) ne saurait annuler les écarts et générerait une trajectoire peu propice à entrer dans une cible de dimension limitée, et surtout, à assurer un vol rasant.

De ce fait les réglages, dans tous les antichars, balistiques ou télécommandés, mettent toujours le missile en position de stabilité aérodynamique.

1.3 - De quelques analogies dans les missiles

La plupart des projectiles ont des géométries semblables. Une analyse massique montre qu'en moyenne leur densité initiale est de l'ordre de 1 (c'est-à-dire qu'ils pèsent à peu près leur volume d'eau). En conséquence leurs inerties sont également dans des rapports semblables.

En poussant l'analogie jusqu'à leur donner le même allongement et les mêmes ailettes, on peut établir des lois de similitude qui permettent de simplifier les expressions algébriques et de se placer un cadre comparatif dans lequel, d'ailleurs, on constate que les véhicules réels s'inscrivent très bien, leurs spécificités ne jouant qu'au 2ème degré.

1.3.1-Ainsi on détermine que la fréquence du mouvement pendulaire est essentiellement conditionnée par:

- La vitesse (en fonction directe).
- La masse (en racine cubique).

ce qui permet de tracer le diagramme ci après permettant de "situer" la dynamique des missiles connus (ce repérage sera exploité lorsqu'il sera question de pilotage avec l'homme, dans la boucle).

1.3.2-Par ailleurs, l'amortissement de ce mouvement détermine un temps Ta (correspondant à une amplitude réduite à 1/e= 0,37) tel que:

Ta= 1,4 To. (To étant la période du mouvement c'est-à-dire égale à 1/Fo).

Plus clairement, ceci signifie qu'en moyenne le mouvement pendulaire est amorti au 1/4 après 2 périodes propres (2 To).

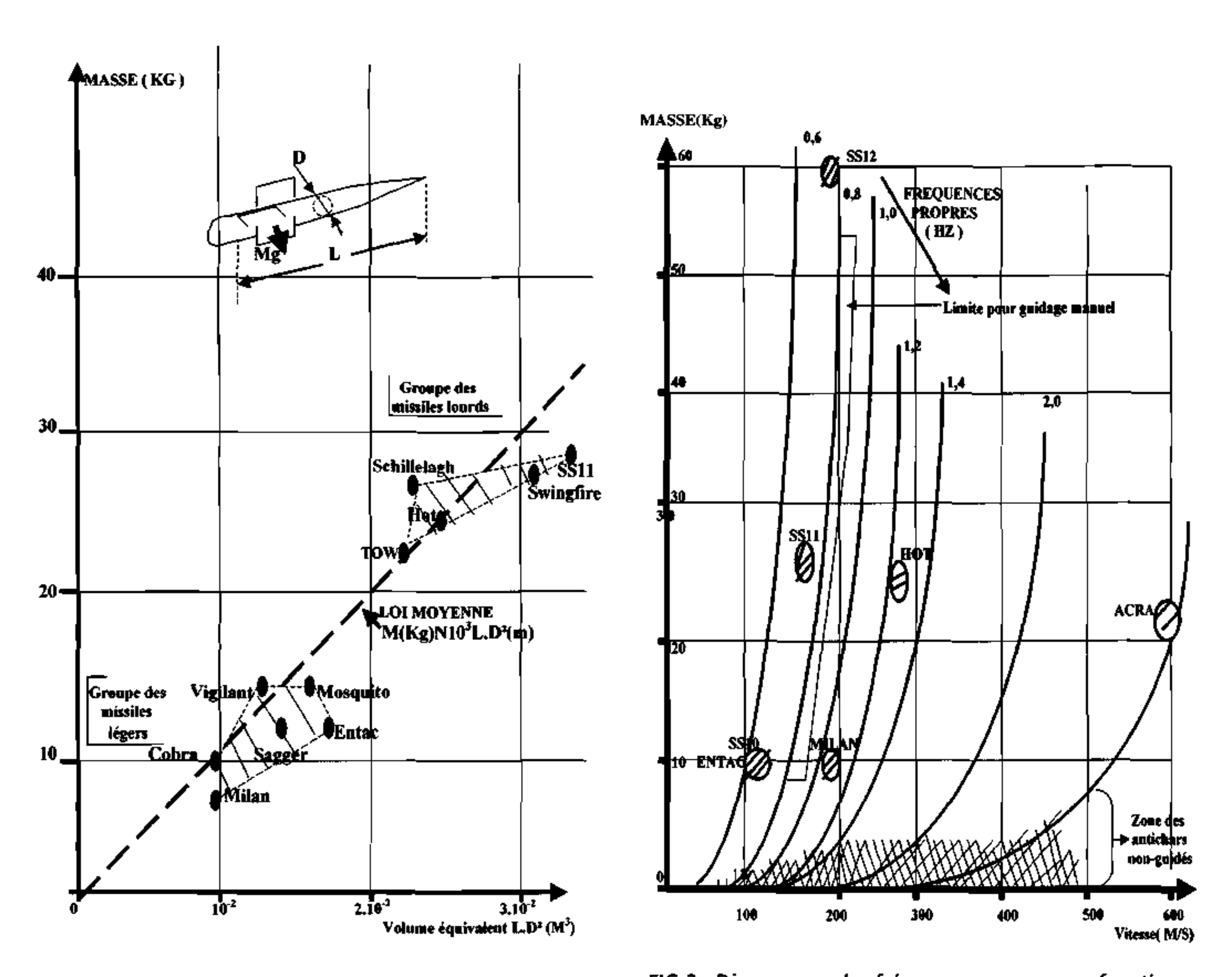


FIG 2 : Relation Volume-Masse des A.C.

FIG 3 : Diagramme des fréquences propres en fonctions de la masse et de la vitesse

Cet amortissement, en réalité, résulte de 2 effets :

- l'un, direct, est l'effet moulinet généré par les surfaces soumises à un déplacement angulaire (c'est-à-dire l'amortissement aérodynamique classique).

- l'autre, indirect, résulte du fait qu'en déplaçant le CDG on dévie la vitesse V (effet des accélérations radiales) et qu'on crée la pente p qui réduit d'autant l'incidence comme on peut le voir en figure 1.

Cette réduction joue comme un amortissement dont l'effet est au moins égal au précédent.

Dans les essais en soufflerie on ne mesure que le premier, puisque le second ne joue pas, le missile étant maintenu dans l'axe du vent. Cela a causé bien des perplexités.

1.4-Paramètres de la dispersion

En reprenant la logique du 1.2 , on comprend que la source des écarts de trajectoire est un ensemble d'accélérations radiales générées par :

- L'accélération longitudinale Γ dite " libre ", dans la mesure où elle s'exerce sur un missile en vol (donc non retenu dans un dispositif de lancement).

- La portance aérodynamique induite par l'incidence de vol.

1.4.1 - La réduction de ces sources peut être une première solution de recherche pour optimiser la trajectoire (elle est la seule pour les roquettes balistiques). La seconde étant de les " contrer " par un pilotage approprié.

L'optimum serait atteint pour $\Gamma=0$, c'est-à-dire pas de composante due à l'accélération libre, ce qui signifie, en retour, que toute accélération est donnée alors que le missile est encore maintenu dans son dispositif de lancement (rampe, tube).
C'est le départ " coup de canon " ou similaire, tel celui du LRAC 89.

Pour les missiles, qui emportent des dispositifs sensibles aux très fortes accélérations, il est difficile d'accéder à un dispositif aussi radical.

On peut avoir un ordre de grandeur de cette limitation en considérant que le lancement est conditionné par une accélération de 500 g et une longueur de parcours de lm. Dans ce cas, la vitesse initiale max sera de 100 m/s. Pour aller plus vite, comme dans la deuxième génération, il faut passer impérativement par une accélération libre, ce qui impose la nécessité du pilotage, même sur de courtes distances.

1.4.2-La portance aérodynamique se déduit du type de vecteur qu'on détermine:

- Vecteurs balistiques: on la réduit considérablement en diminuant au maximum la surface des ailettes, mais en les reculant pour avoir un bon rappel (marge statique importante).

Néanmoins, il reste quelque chose car on ne peut réduire le fuselage à la disparition complète.

- Vecteurs guidés: entre la nécessité d'avoir du facteur de charge (pour corriger les écarts) et le souci de la dispersion il y a une balance logique où la première l'a toujours emporté, c'est-à-dire qu'on a laissé des surfaces portantes plus propices au pilotage.

Il y a des raffinements possibles, comme par exemple de jouer la traînée (qui est une accélération négative) contre la portance aérodynamique. Pour les portées courtes (temps de parcours < 1s) c'est tout à fait faisable. Par contre, comme on le verra plus loin, c'est inadapté à la condition de vent latéral, qui, au contraire, requiert l'annulation de cette traînée par une poussée exactement adaptée.

1.4.3 - Les intégrations successives de ces accélérations radiales pour générer les écarts s'appliquent sur un temps caractéristique: la période To du mouvement pendulaire. Comme il y a double intégration, les écarts seront en To^2 c'est-à-dire en $1/fo^2$ (fo étant la fréquence de l'oscillation propre).

La dispersion sera donc d'autant plus réduite que la fréquence du mouvement pendulaire sera grande. Si on se reporte au paragraphe 1.3, fo élevée signifie vitesse élevée, d'où une première conséquence :diminuer la dispersion c'est augmenter la vitesse (tout en réduisant les accélérations libres).
Une autre façon d'augmenter la fréquence propre fo serait de provoquer une rotation en roulis (cf.1.5) en ajoutant une " raideur " gyroscopique à l'ensemble inertie-aéro classique: on en verra les limites sur les vecteurs antichars.

- Tous ces paramètres se retrouveront avec les mêmes effets, quelle que soit l'origine de la dispersion (*couple moteur, vent, perturbations d'affût*) et quelle que soit la dynamique du projectile (stabilisé ou en rotation, obus, roquette ou missile).

Ils concourent à pousser à la plus grande vitesse avec le minimum d'effets à l'état " libre " de vol. Opérationnellement, c'est souvent impossible: il faut donc composer avec les limitations en optimisant pour les conditions les plus critiques du programme visé, et en supportant le reste...

1.5 - Comportement dynamique d'un engin tournant.

1.5.1 - Lorsque le missile tourne sur lui-même, il induit un effet gyroscopique supplémentaire, c'est-à-dire une composante inertielle à 90° des moments d'inertie et aérodynamique, déjà vus dans le cas du non-tournant.

Au mouvement d'assiette s'ajoute l'effet de " spin " proportionnel à : la vitesse de rotation ω du missile sur son axe et au rapport entre les inerties axiale et longitudinale (ce rapport, en moyenne est de 1/20 et donc détermine " un spin " $s = \omega/20$).

La superposition de ce spin avec l'oscillation pendulaire se traduit par:

- Une augmentation de la pulsation du mouvement oscillatoire (par la quantité s/2), ce qui accroît la fréquence propre du missile autour du CDG.

- Un entraînement en rotation de l'oscillation à une vitesse de précession égale à s/2.

Les figures angulaires de ces mouvements sont des rosaces spiralées amorties. Les effets de ces mouvements angulaires, combinés aux accélérations propres du missile, sont strictement analogues à ceux de l'engin non-tournant, avec une " distribution " spatiale due au spin s.

De ce fait, les écarts de trajectoires seront composés de 2 termes:

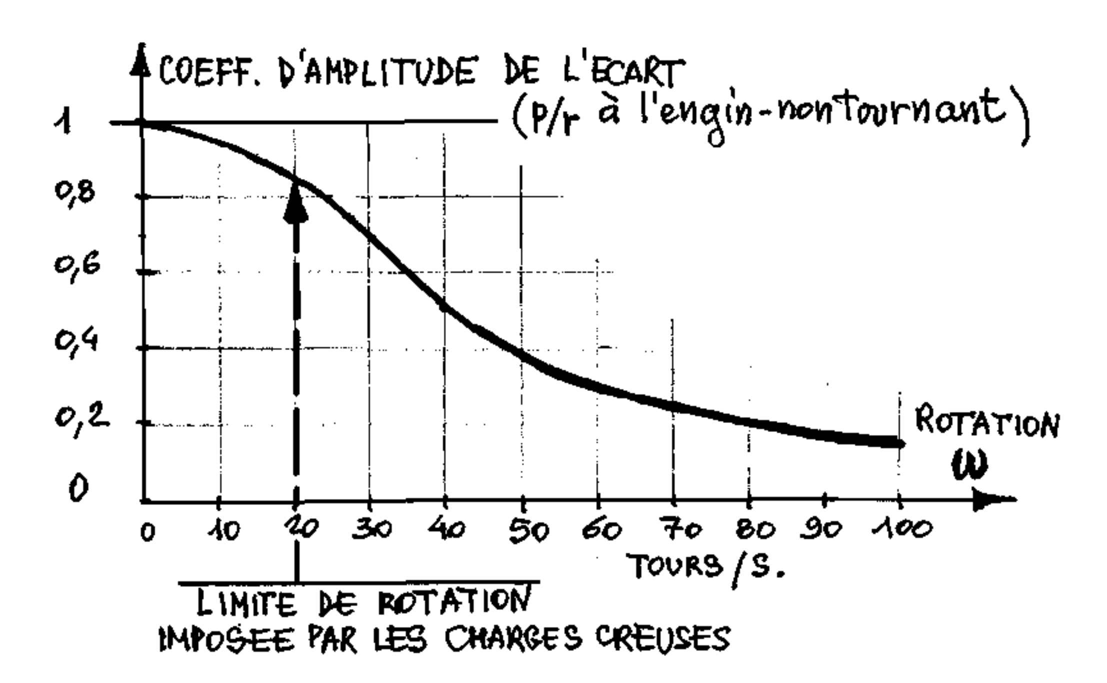
- Un dans la direction de la perturbation.
- Un à 90° (dans un sens ou l'autre suivant la rotation) et croissant avec la rotation du projectile.

Le terme gyroscopique est évidemment voisin de zéro pour les faibles rotations, puis égale le terme direct pour une rotation en nombre de tours/sec de 4 à 5 fois la fréquence propre, et devient prépondérant au-delà (croissance quasi-linéaire avec la rotation ω).

1.5.2- L'amplitude des écarts, comme pour l'engin non-tournant, est en $1/fo^2$ mais l'implication d'une partie du spin dans le mouvement oscillatoire accroît la fréquence, donc réduit l'amplitude.

Pour donner une idée de cet effet on a tracé ci-après l'évolution de ce coefficient pour un système ayant une fréquence initiale fo = 1 Hz correspondant à une rotation nulle.

On constate qu'il faut des nombres de tours/s. importants pour bénéficier d'une réduction d'amplitude intéressante.
Cela résulte de ce que le projectile est un mauvais gyroscope car son allongement axial minimise l'inertie et oblige à de très grandes vitesses de rotation pour obtenir un moment cinétique conséquent. Mais ces vitesses de rotation élevées lui sont interdites, et pour deux raisons:



a) Le fonctionnement des charges creuses n'autorise pas des rotations très supérieures à 20 tours/ s (cf partie III sur les C.C.) et donc, les roquettes, comme les missiles ne peuvent réellement bénéficier d'un effet en $1/fo^2$ (15 à 20 % au maximum). Si les obus en revanche utilisent pleinement l'effet gyroscopique, grâce à de très fortes rotations, leur équipement en charges creuses nécessite une stabilisation de cette dernière (ou une réduction de la rotation grâce à un montage libre: obus G).
b) Le temps de réponse des gouvernes type intercepteurs-relais est au mieux de l'ordre du millième de seconde. Si on désire que ce délai n'influe pas sur le calage en roulis de plus de quelques degrés (la dizaine tout au plus) il convient de limiter la rotation à une vingtaine de tours par seconde (ce qui renforce la limite due à la charge creuse) pour les missiles pilotés.

Comme cela est expliqué ci-après (1.7), cette rotation est utile pour minimiser les effets perturbateurs des moments liés (désaxages des forces axiales poussé inertie) grâce à une distribution circulaire.

1.6-Effet de la pesanteur

1.6.1- Une fois hors de ses appuis de lancement, le projectile est soumis à la gravité qui s'exerce sur le CDG et donne une trajectoire balistique classique (en $1/2\ gt^2$).

Pour contrer sur une distance donnée la chute balistique, on affiche une assiette initiale sur le système de lancement de façon à se retrouver sur l'axe à une distance voulue : c'est

l'équivalent de la hausse des canons, plus ou moins compensée lorsqu'il y a une accélération axiale à la sortie de rampe.

Dans le cas d'engin non tournant, il est envisageable d'assurer une compensation de pesanteur en dotant les voilures de surfaces inclinées générant une portance ad hoc. Avec les engins tournants cela ne peut se faire qu'avec le pilotage.

1.6.2- Cette condition de chute balistique va déterminer les choix techniques entre roquette non-guidées et missiles guidés.
En effet, la trajectoire balistique opérationnelle d'un antichar doit s'inscrire dans une flèche représentative d'une hauteur de char, soit 2,5 m. Cette limitation implique une durée de parcours de 1,4 s. A partir de cette durée on détermine la relation portée-vitesse et la valeur de l'énergie déployée pour obtenir cette vitesse instantanément.

Les courbes de la figure ci-jointe montre :

- la relation linéaire entre vitesse et portée.
- la relation (à l'exposant 2) entre énergie et portée.

Jusqu'à des portées de 400 m, la vitesse est subsonique, les niveaux d'énergie atteignant alors 40 Kjoules / Kg.
Pour des roquettes de 2 à 3 Kg, cela situe une énergie de l'ordre de 100 Kjoules, ce qui détermine des bruits dépassant les 180 dB, qui sont limites pour le tireur (et son voisinage).

Pour des portées plus grandes, les énergies s'envolent et les diverses solutions balistiques pour aller à 600 m, voire à 1000 m, n'ont jamais eu de débouché opérationnel.

De ce fait, l'orientation historique a sélectionné 2 types de vecteurs:

- les roquettes non-guidées pour des portées jusqu'à 400 m.
- les missiles guidés pour aller au-delà.

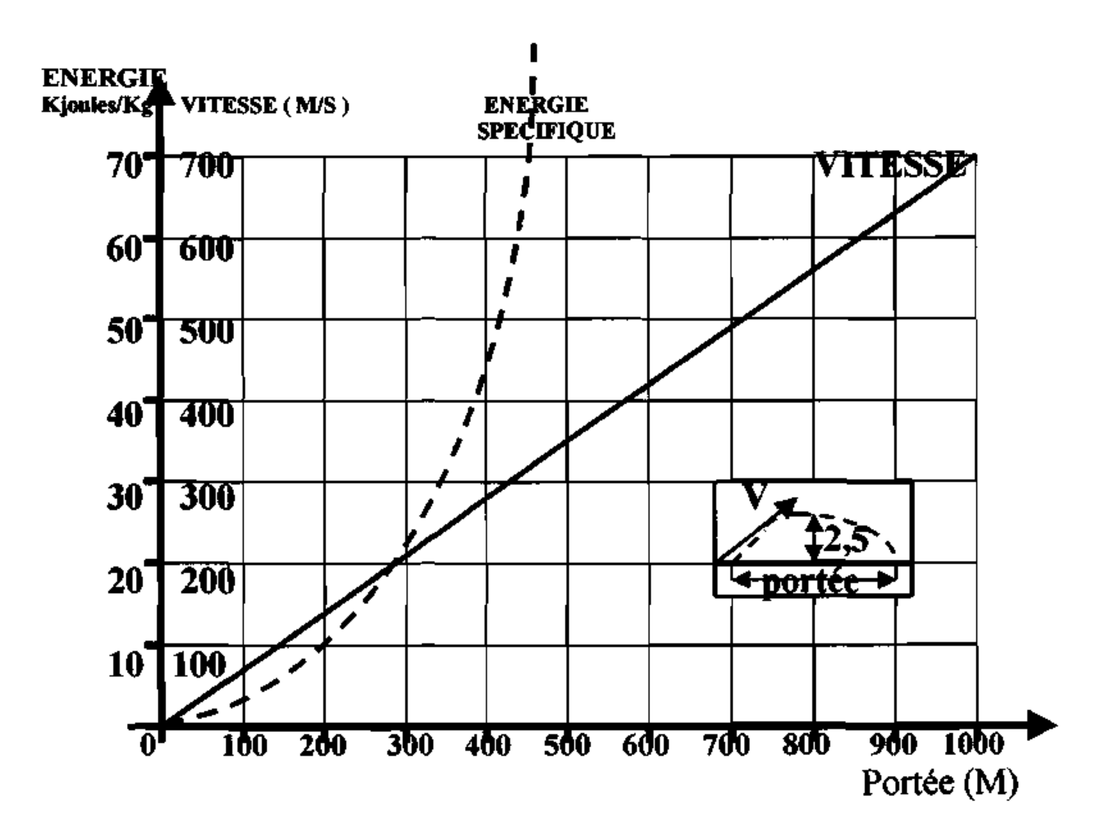


FIG 4 : Diagramme Vitesse-Energie en tir tendu

Dans l'artillerie on retrouve une rupture technologique du même type pour les portées de plusieurs dizaines de Km où le canon a cédé la place au missile (dès que la technique l'a permis).

1.7-Effets des moments liés

1.7.1- Les poussées résultant de la propulsion ou de l'aérodynamique s'appliquent à un centre de poussée, qui n'est pas nécessairement confondu avec le centre de gravité. Le désaxage entre les deux génère un moment, lié au missile, qui s'exercera tant qu'il y aura une accélération (propulsion ou traînée aérodynamique).

Tous les réglages statiques tendant à annuler ce désaxage peuvent se révéler inopérants si les efforts et les pressions déforment suffisamment les structures pour générer, dynamiquement, le défaut, dans la phase de vol.

Le missile aura tendance à prendre une assiette latérale dans le sens de la perturbation, et l'accélération induite par cet angle crée alors une dispersion accélérée.

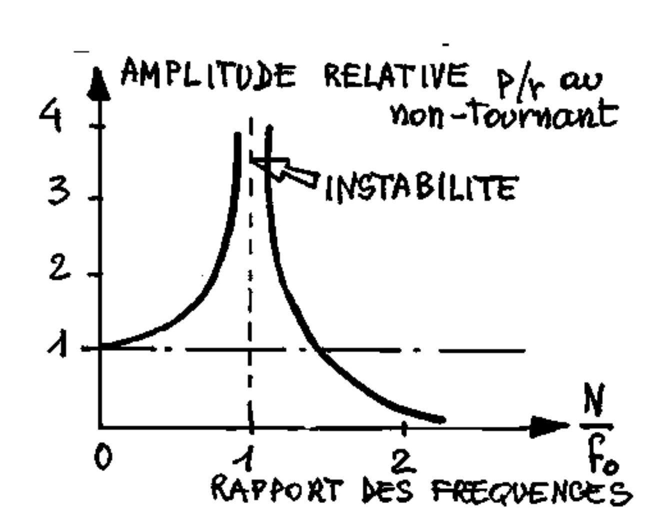
1.7.2- Sur un engin tournant, un couple lié à la structure, comme un défaut de centrage dynamique, est lui-même tournant. La réponse d'un système inertiel à ce type d'excitation est un mouvement tournant caractérisé par:

- Une amplitude croissante jusqu'à l'instabilité, si le nombre de tours N est inférieur ou égal à la fréquence propre fo.

- Une amplitude décroissant très vite vers zéro si le nombre de tours dépasse significativement fo.

Avec des rapports N/fo supérieurs à 3, la prise d'incidence sera inférieure au 1/10 de ce qu'elle aurait été avec un missile non-tournant soumis au même moment lié et les écarts de trajectoire sont dans le même rapport. D'où l'intérêt d'une telle rotation.

Le missile se comporte là comme un filtre passe-bas qui éteint les sollicitations dès qu'on dépasse la fréquence propre (qui est dans ce cas une fréquence de coupure vis-à-vis de la sollicitation extérieure).



Le seul fait de tourner suffit à réduire l'effet des couples liés, sans que les caractéristiques propres au missile aient à jouer un rôle sensible (même si la marge statique est négative, et qu'il soit parfaitement instable : la rotation, vis-à-vis de ces moments liés, l'insensibilise dans tous les cas).

1.7.3 - Il faut insister sur le fait que ce remarquable résultat n'est atteint que si la vitesse de rotation est suffisamment grande vis-à-vis de la pulsation propre, c'est-à-dire hors de la bande passante.

Que se passe-t-il lorsque la vitesse de rotation est égale à la pulsation (c'est à dire N = fo) ?

A ce moment, les moments s'exercent en phase avec l'oscillation pendulaire et l'excitent en résonance: le système devient instable et les amplitudes divergent.

Les missiles tournants de première génération, du fait de leur mise en rotation aérodynamique (donc retardée au départ) devaient, au cours de leur accélération, passer nécessairement par cette phase critique, avant de se retrouver dans des conditions plus avantageuses, un temps plus tard.

Heureusement, l'instabilité était transitoire, mais cela a valu à quelques SS10 et SS11 des cabrioles spectaculaires dans leur phase départ.

Pour la deuxième génération on a forcé la rotation dès le départ et placé les missiles en condition optimale ; le rapport d'amplitude est à 1/100. Ces engins ne " voient " plus leurs défauts de centrage !

1.8-Effet d'une vitesse d'assiette initiale.

Au moment de sa sortie d'affût, le projectile, soumis à des vibrations, des chocs ou des réactions de propulsion, jusque-là contenues par les liaisons mécaniques, peut en conserver un résidu sous forme d'une variation d'assiette, au moment du débouché en trajectoire libre.

Cette perturbation génère une dérive de même sens, que la rotation de l'engin tournant modifie très peu, la composante gyroscopique étant minime devant l'effet direct (avec les rotations des roquettes et missiles).

C'est un des effets les plus critiques de la phase départ que le projectile a beaucoup de peine à contrer par ses effets naturels (mouvement pendulaire ou guidage externe). La meilleure solution est alors d'introduire un autoguidage interne de façon à mesurer l'assiette et à l'annuler (cas du HOT)*.

Autrement, il ne reste qu'à minimiser le défaut en étudiant les conditions de sortie d'affût:

- symétrisation des réactions mécaniques.
- synchronisation des sorties avant-arrière.
- séparation des zones " vol " et des zones " gaz ": cas du MILAN avec son piston arrêté à la bouche du tube.

1.9-Effet du vent latéral

1.9.1-Le vent latéral, rencontrant un projectile à la vitesse V modifie son incidence locale et donc, sous l'effet des accélérations longitudinales tend à faire :

- remonter le vent si l'accélération est positive (poussée).
- descendre avec le vent si elle est négative (traînée aéro).
- rester indifférent si elle est nulle (traînée compensée).

Ces cas de figure concernent l'engin stable, ils sont inverses dans le cas de l'instabilité.

Quant à l'engin métastable, il devrait rester indifférent quelles que soient les accélérations, tant qu'il ne sort pas de son assiette initiale.

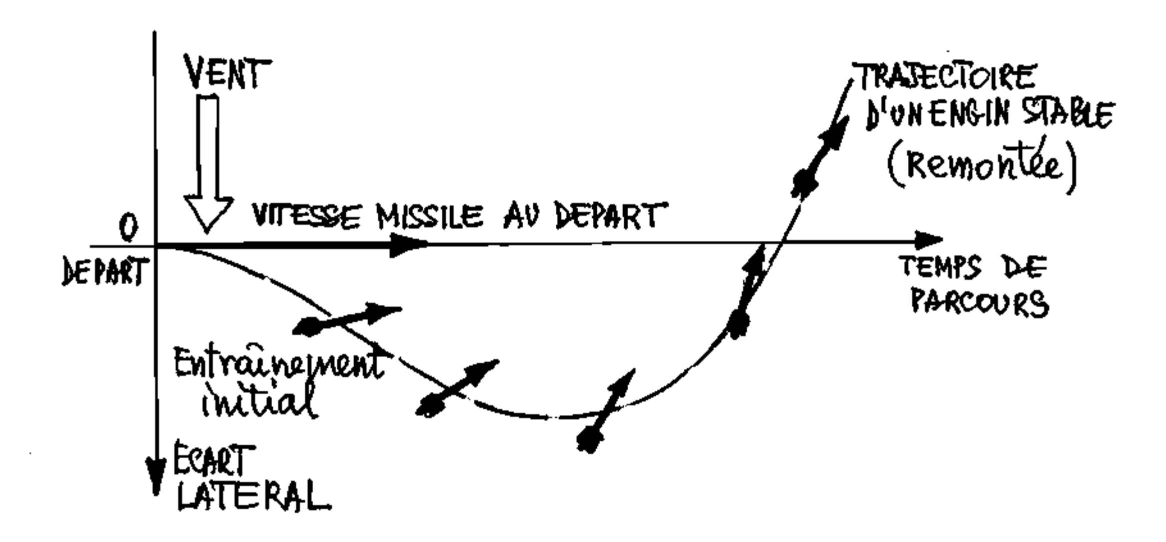
1.9.2- Observons une petite curiosité: dans la dynamique de réponse du projectile, il est d'abord soumis à une portance aérodynamique générée par la composante vitesse+vent qui commence à l'entraîner dans le sens du vent.

Puis, changeant d'assiette sous l'effet du moment de cette même portance, il remonte au vent en annulant son écart initial (en général, le premier dépassement n'excède pas quelques décimètres).

Remarquons encore que la condition d'indifférence dans le cas où l'accélération est nulle est intéressante pour les projectiles non guidés de grande portée: obus à culot " exsudant " ou roquettes à traînée compensée.

Il y a également des sujets de méditation à essayer de combiner des instabilités ou méta stabilités temporaires avec tel type d'accélération.

* *: L'engin utilise une stabilisation gyroscopique (mesure de l'angle d'assiette générant un ordre opposé proportionnel) pendant la durée de l'accélération (25g pendant 1 seconde). Elle est déconnectée pour permettre le guidage automatique après t = 1 sec.*



1.9.3 - Avec un engin tournant, on observe l'existence d'une composante à 90° croissante avec la vitesse de rotation du projectile (son ordre de grandeur est identique au terme direct dès que la rotation du projectile atteint 10 t/s environ).

Pour des rotations plus importantes, le terme gyroscopique devient prépondérant, c'est-à-dire que l'écart induit par le vent latéral s'exerce essentiellement en profondeur, donc sur la portée.

Pour des artilleurs, il conviendrait alors de modifier la hausse en fonction du sens et de la force du vent... ce qui laisse dubitatif (correction impossible dès lors que le dit vent soufflerait en rafales, ce qui est un cas fort commun). Pour plus de précisions, voir en p. 69 (autopropulsé Brandt).

En pratique, comme ces dérives de trajectoires sont en t pour la gyroscopique et en t^2 pour la directe, le meilleur remède est de diminuer t, donc d'être rapide sur la trajectoire balistique (ou... d'être vite " pris en mains " par un téléguidage approprié).

2-PILOTAGE DES MISSILES

2.1 - Commandes de pilotage

La première idée est d'élaborer un signal de commande proportionnel à l'amplitude souhaitée et de le faire exécuter par une gouverne également proportionnelle, du type avion. Mais pour ce faire, il faut être en mesure de transmettre un échantillonnage de fréquences qui est peu compatible avec la limitation en bande passante des fils de télécommande. Le choix de ce mode de transmission oblige à passer par le réseau résistance capacité de 2 conducteurs alignés qui ne tolère que les fréquences inférieures à 1 KHz pour 5 Km, bien moins au-delà.

Aussi a-t-on préféré envoyer des commandes séquentielles tout ou rien répétées dans le temps à une fréquence de quelques dizaines d'hertz.

Par exemple, en considérant le couple droite gauche:

- 50% de droite et 50% de gauche entraîneront un équivalent zéro.
- 60% de droite et 40%de gauche entraîneront un équivalent de 20% à droite.

On peut s'inquiéter de ce que cette succession d'ordres contradictoires donne à la trajectoire du missile un aspect hésitant et perturbé. En fait, il faut jouer sur les propriétés des bandes passantes de chaque composante de la chaîne d'asservissement.

Le missile lui-même a une bande passante propre dans laquelle il réagit à toute entrée. Dès lors que cette entrée devient périodique, avec une fréquence élevée et hors de cette bande passante, le missile se comporte comme un élément massique simple et ne conserve que le " résidu " apériodique (c'est-à-dire les seuls 20% droite évoqués ci-dessus). A noter qu'on a déjà rencontré ce phénomène d'intégration dans le cas des engins tournants au chapitre précédent.

Avec un missile à fréquence propre fo, une fréquence d'ordre de 4 à 5 fois fo n'induit pratiquement aucune oscillation mesurable.

Cette technique d'impulsions modulées dans le temps se marie très bien avec un autre avantage technique: celui de disposer dans le missile des actionneurs tout ou rien, type relais électromagnétique, autrement plus simples que des moteurs électriques pas à pas ou générateurs de pression hydraulique, voire gazeuse.

Ces actionneurs, qui peuvent être actionnés par des ressorts (sollicités par des aimantations, générées par les commandes citées précédemment) peuvent être de deux types :

- Aérodynamiques: donc intervenant dans le flux d'air externe, et créant des forces en ρV^2 (ρ = densité de l'air) avec une limitation dans la phase initiale où V étant faible les forces sont trop faibles pour être efficaces.
- Dynamiques: c'est-à-dire utilisant une partie des gaz éjectés par la propulsion pour les dévier et générer ainsi les forces de commandes. Leur efficacité est totale sur toute la trajectoire, quelle que soit la vitesse du missile et donc dans la phase initiale de départ accéléré.

2.2 - Les intercepteurs de pilotage

L'intercepteur de pilotage est une lame intervenant en tout ou rien dans le jet incident (aérodynamique ou propulsif) et provoquant localement une déviation du flux et des surpressions d'arrêt:

- Au bord de fuite des ailettes dans le cas aérodynamique (cas du SS 10 et de l'ENTAC).
- A la sortie des tuyères de croisière (cas du SS 11, MILAN-HOT).

Ces surpressions exercent des forces à l'extrêmité arrière du missile et, vis-à-vis du CDG, qui est très en avant par rapport à la section AR, ces forces génèrent des moments qui vont forcer le missile à modifier son attitude (angle d'assiette et incidence aérodynamique).

A partir de cette incidence l'aérodynamique va induire sur les missiles des forces de portance qui génèreront des accélérations radiales.

Notons que :

- L'aérodynamique est dépendante du carré de la vitesse et donc qu'elle sera faible dans une phase d'accélération progressive.
- L'intercepteur aérodynamique, de la même façon, dépendra de la vitesse et sera donc quasi inefficace, dans le cas d'un engin type SS10, pendant la phase d'accélération.
- L'ENTAC a été particulièrement bien conçu puisque, grâce à une impulsion de 40g au départ, il était en quelques mètres en état aérodynamique nominal pour le couple de gouverne et la portance.
- L'intercepteur de jet (dynamique) permet de générer des moments dus à la déviation du jet propulsif au culot du missile. Il est donc indépendant de l'aérodynamique (c'est-à-dire de la vitesse missile).

- Initialement introduit sur les missiles haute altitude (type AA10) pour compenser la faible densité de l'air, il a été appliqué aux antichars (à partir du SS11) pour contrer les dispersions d'assiette de la phase départ.

Mais même dans ce dernier cas, les forces de rappel pour effacer les écarts dépendent de la vitesse sur trajectoire, d'ou l'intérêt supplémentaire de disposer d'une vitesse conséquente dès la sortie d'affût : c'est le cas du MILAN avec son générateur de gaz.

2.3 - Distribution des ordres

Dans les systèmes d'axes de référence, l'espace cartésien le plus évident est celui axé sur la gravitation et qui se traduit par les termes de " verticale " et " horizontale ". Pour le tireur qui est placé au sol, ce système de référence est quasi inné. Par contre, pour le missile en vol, il n'en est rien.

Rappelons que dans une trajectoire balistique, l'accélération mesurée est zéro, et on ne sait plus où est le bas et où est le haut (on s'est familiarisé à cette évidence en voyant les astronautes dans l'espace), de sorte qu'il est nécessaire de fournir l'indication de la direction de la pesanteur pour construire des axes de références cohérents avec ceux du tireur. Pour ce faire le missile est équipés d'un gyroscope qui conservera la bonne orientation initiale quel que soit le mouvement de roulis.

Cependant, les actionneurs étant liés à la structure du missile (et donc entraînés par le mouvement de roulis), il importe de rétablir pour eux le cadre cartésien du tireur resté au sol.

Cela peut être fait en stabilisant le missile en roulis (cas de l'ENTAC et de l'ACRA) grâce à un asservissement qui maintient le missile en roulis quasi nul.

Une autre technique a été de provoquer une rotation continue du missile (par un calage des ailettes sur l'axe longitudinal) en actionnant les gouvernes " au passage " quand elles sont dans les positions intéressantes. Cela économise l'asservissement en roulis (et ses ordres parasites couplés) mais implique un séquenceur rotatif indexé au gyroscope, et certains ajustements entre la fréquence des ordres et la rotation (pour éviter les parasites induits par des ordres découpés prématurément, donc inachevés, donc faux).

Cette rotation de roulis va, en fait, intervenir dans les deux phases de vol:

-La phase initiale, génératrice de dispersion, en régulant les assiettes, notamment dans le cas des désaxages dynamiques, ce qui a été évoqué au chapitre précédent.

-La phase d'alignement en générant la MONOGOUVERNE: en effet, à partir d'une rotation en roulis assez rapide, nécessitée d'ailleurs par le comportement même du missile à sa sortie d'affût, il devient possible de réduire le nombre d'intercepteurs de 4 à 1. On obtient avec cette seule gouverne tous les effets souhaités, par le fait qu'elle occupe successivement toutes les positions en roulis et qu'en respectant le principe de n'exciter le missile qu'à une fréquence de 4 à 5 fois sa fréquence propre (c 'est-à-dire en tournant 4 à 5 fois plus vite qu'il n'oscille) on délivre des ordres synchrones débarrassés de tout défaut.

2.4 - Le facteur de charge

Le facteur de charge, rapport entre portance maximum, obtenue avec 100% d'ordre, et pesanteur, a été l'objet de divers ajustements pour chaque type de missile.

Des analogies théoriques avec les avions de chasse avaient incité, à l'origine à rechercher une maniabilité maximum, notamment aux Etats-Unis et en Grande Bretagne (plusieurs g.)

Les essais montrèrent qu'il fallait tempérer cette maniabilité. En France, le SS10, avec plus de 3g de facteur de charge, à l'origine, se révéla si capricieux qu'on le réduisit à 2 avec de bons résultats comme l'ENTAC, conçu d'emblée avec le même facteur.

On peut expliquer les raisons qui conduisent, pour les antichars, à des facteurs de charge limités, au contraire de leurs cousins anti-aéronefs (qui affichent des dizaines de g).

2.4.1 - Besoins en facteur de charge

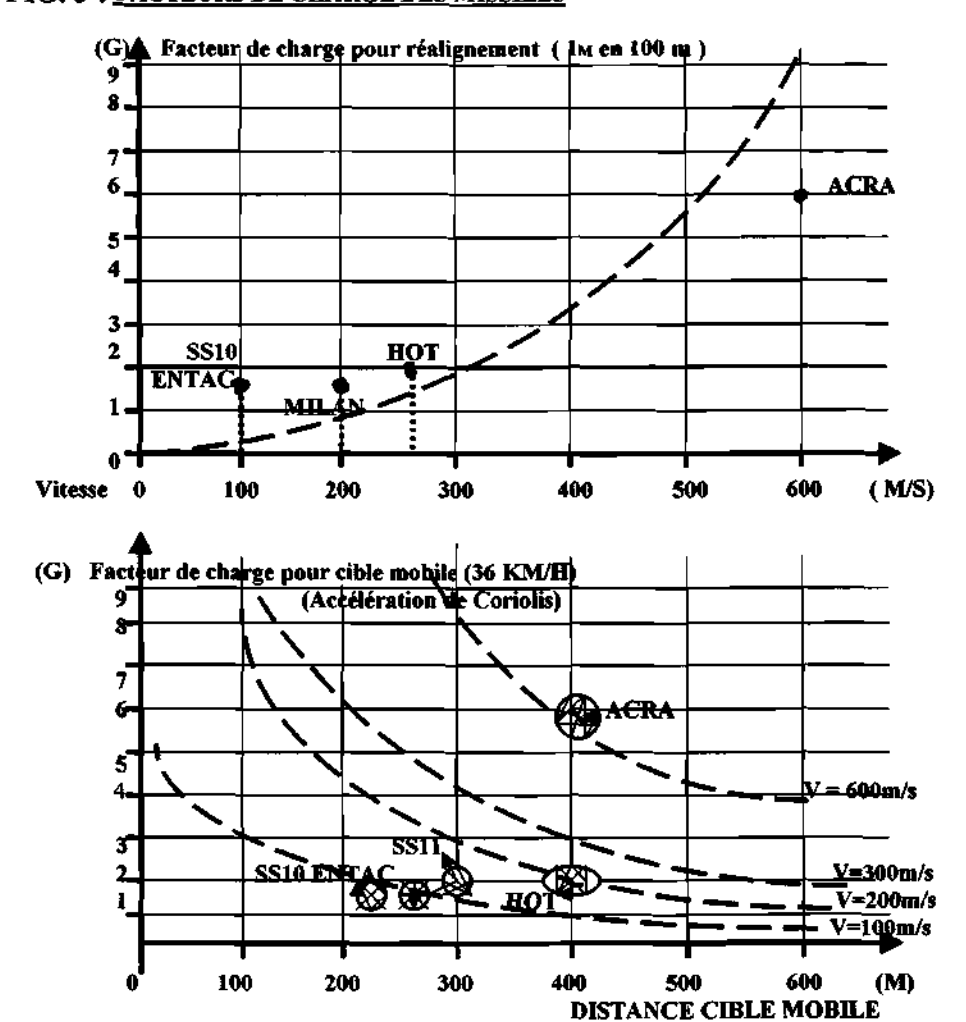
Tout d'abord il convient de compenser la pesanteur, donc n > 1.
Ensuite il faut se donner les moyens :

- d'un réalignement rapide, après un écart perturbateur par exemple ou une erreur de visée.

- de poursuivre les cibles mobiles, notamment à courte distance où l'effet de Coriolis devient important.

La figure ci-après résume les besoins en maniabilité résultant de ces 2 conditions de base.

FIG. 5 : FACTEURS DE CHARGE DES MISSILES



On voit qu'ils sont très dépendants de la vitesse propre du missile.

2.4.2-Limitations du facteur de charge

Par contre, un effet " humain " va limiter les velléités de recourir à de trop forts facteurs de charge.

L'expérience, avec les premiers missiles guidés, a montré que, pour obtenir une précision de l'ordre de 1 mètre, il convenait de limiter le facteur de charge à 2 g (cette limitation se mariait également avec l'obligation de tirs rasants, et donc évitait l'erreur de pilotage fatale : l'impact au sol).

Pour un missile supersonique comme l'ACRA, nécessitant de forts facteurs de charge pour réaligner convenablement, il était prévu un système de pointage manuel, filtré par un dispositif gyroscopique, introduisant une " interface " régulatrice entre la grande maniabilité du missile et la limitation en réponse de l'homme lui-même.

Pour les engins subsoniques, cette limitation du facteur de charge se révèlera suffisante pour assurer des réalignements rapides. Par contre, elle rend le tir sur cible mobile à courte portée plus délicat en dessous de 300 m (cf. Fig. 5). A ce moment, comme pour toutes les armes balistiques, il convient d'anticiper la position future du but en avant de la cible mobile.

NOTA : Bien que la limitation du facteur de charge $n < 2$ ait été une conséquence des résultats expérimentaux, on peut lui trouver une justification physique par le fait que l'homme, dans la boucle d'asservissement, est un filtre vis-à-vis du système. Comme on le décrit au 3.1 ci après, la réponse oscillatoire max de l'opérateur humain est plafonné à 0,8 Hz. Au-delà, la cohérence commence à décliner:

-Avec une pulsation de coupure d'à peu près 5 Hz (correspondant à la limite haute de 0,8 Hz) l'accélération engendrée par une oscillation d'amplitude A est égale à: $A\omega^2$ soit dans ce cas : 25 A.

-Avec un facteur de charge n, l'accélération précédente est donc du type : $ng = 25\ A$.

Le tableau ci après résume les amplitudes d'écart en fonction de n (facteur de charge).

On peut sophistiquer cette explication par des modèles simulant des erreurs et des rattrapages, mais, à cause de la présence de l'homme dans la boucle, on retrouve les mêmes valeurs.

A (m)	1	2	3	4
n	2,5	5	7,5	10

Avec des opérateurs plus lents, l'amplitude A augmente, c'est-à-dire que la précision diminue.

Avec un opérateur 0,6 Hz, l'écart s'accroît de 80 %, d'où l'intérêt de " tempérer " le facteur de charge et de ne jouer que sur des amplitudes réduites pour contrôler la trajectoire avec précision (c'est-à-dire à quelques décimètres près). On a donc réglé les paramètres de maniabilité, en jouant sur les délestages de propulsion ou de câbles de commandes, pour provoquer en fait une avancée progressive du CDG et accroître la marge statique, ce qui correspondait à l'ajustement optimal du facteur de charge:

-Une marge statique réduite dans la phase initiale, permettant de générer un facteur de charge de l'ordre de 2,5 g pour réduire au plus vite la dispersion de départ.

-Une marge statique accrue dans la phase croisière pour limiter le facteur de charge en dessous de 2 g, ce qui suffit à compenser la pesanteur et à corriger les petits écarts (L'accélération de Coriolis, au-delà de 1000 m, est négligeable et le tir sur cible mobile consomme très peu d'énergie).

A noter que le TOW, engin planant à vitesse décroissante, atteint sa portée max de 3,5 Km avec un facteur de charge de $1+ \varepsilon$ (ε étant, comme on sait, un très petit paramètre) : c'est encore efficace !

Par ailleurs les surfaces portantes surabondantes à l'origine (SS10) se sont réduites à de petites ailettes pour des vitesses accrues (MILAN-HOT-TOW) dont le rôle est d'amplifier les tourbillons de portance du corps lui-même et de stabiliser le CDP aérodynamique dans la phase dite " linéaire " (c'est-à-dire aux petits angles d'incidence), ce qui simplifie le contrôle de la boucle d'asservissement, et fournit des trajectoires bien alignées. Elles ont complètement disparu avec le SCHILLELAGH, pourtant subsonique (mais peut-être était-ce pour établir un record...). Les observateurs, lors de ses tirs, n'ont pas le souvenir d'un vol très précis.

3 - LE GUIDAGE MANUEL

L'opération de guidage va consister à:

- Evaluer l'écart entre le missile et le but.
- Elaborer des ordres permettant de réaligner le missile sur le but.
- Transmettre ces ordres au missile en vol.
- Transformer, dans le missile, ces ordres en actions de pilotage (création de moments ou de forces directes).

Cette opération s'apparente au pilotage des avions, à la seule différence que le pilote n'est plus dans le mobile (ce qui ne rend pas sa tâche plus facile d'ailleurs). De ce fait, et ce fut l'œuvre des Allemands lors du dernier conflit mondial, les deux premières fonctions ont très naturellement été attribuées à l'homme.

Ainsi, grâce à une optique à fort grossissement (et si possible indépendante des mouvements d'affûts, donc stable), le tireur localise le missile et la cible, et, par l'intermédiaire d'un petit manche à balai, il anime un calculateur qui élabore les ordres de commandes (en amplitudes et direction).

Pour la deuxième génération, les missiles devenant trop rapides, l'homme conservera ses fonctions de localisation de cible, mais déléguera la détection et l'asservissement du missile à un système automatique. Il n'aura plus, dès lors, à corriger directement la position du missile, mais à assurer l'alignement de l'axe sur la cible.

3.1-Caractéristiques du facteur humain

En considérant sa réponse (en amplitude et phase) à des entrées tout ou rien, on peut caractériser l'homme par:

- *Son temps de réponse:*

  - De l'ordre de 0,2 sec mais pouvant s'accroître sous des effets perturbateurs : environnement menaçant, situation imprévue.

- *Sa bande passante:*

  - Proportionnalité cohérente jusqu'à une fréquence de 0,8 Hz.
  - Non-proportionnalité croissante pour des fréquences comprises entre 0,8 Hz et 1,5 Hz (et un déphasage croissant).
  - Le chaos au-delà de 2 Hz.

Ces valeurs correspondent déjà à des opérateurs adroits et entraînés. Pour des personnes moins brillantes, il est plus sage de limiter la fréquence d'entrée vers 0,6 Hz).

- *Sa fonction " adaptation"* qui est celle que les entraînements améliorent le plus (apprentissage des situations).

- *Gains propres :* c'est-à-dire proportionnalité de l'amplitude de la réponse à celle de l'entrée, modifiable suivant les besoins immédiats.

Par exemple, lorsque la cible est lointaine, l'opérateur sait qu'il a devant lui un certain temps pour arriver sur la cible : il choisira donc un ralliement lent mais précis (gains faibles).

Au contraire, dans le cas d'une cible rapprochée, il optera pour un ralliement rapide (gain élevé) en prenant le risque d'un dépassement, puisque la trajectoire sera alors de forte amplitude.

C'est une caractéristique très courante qu'on peut retrouver dans la conduite des voitures par exemple.

-*Prévision du but futur,* c'est-à-dire capacité de moduler son gain propre avec une avance de phase (dérivée première de l'écart).

On peut d'ailleurs aider cette adaptabilité en introduisant dans le calculateur des réseaux dynamiques en complément de ces fonctions humaines: amplitudes variables, coefficient de dérivées...

3.2-Caractéristiques des trajectoires en guidage manuel

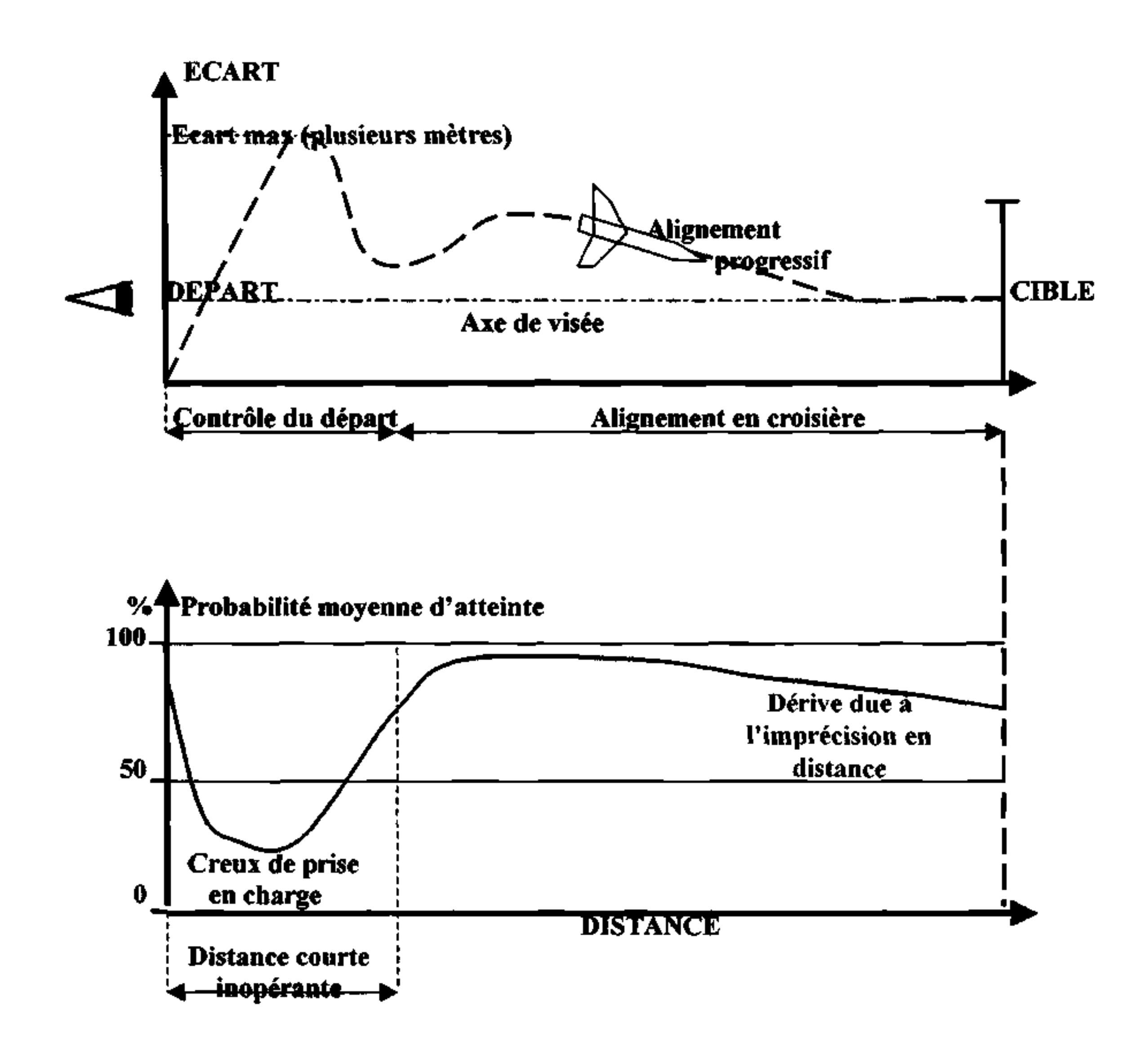
La conséquence de l'introduction de l'homme, en direct dans la boucle de pilotage est la limitation à 0,8Hz de la fréquence propre du missile, ce qui correspond en fait à une limitation de la vitesse elle-même.

Les missiles de première génération répondent bien à ce critère.

Le cas du SS11 est particulièrement étudié pour rendre compatible une vitesse élevée et le pilotage manuel:

- une vitesse de départ limitée à 110 m/s générant une fréquence propre de 0,6 Hz, bien adaptée pour résorber les écarts initiaux.

FIG 6: TRAJECTOIRE EN PILOTAGE MANUEL



- une croissance continue sur trajectoire jusqu'à 180 m/s, la fréquence propre augmentant jusqu'à près de 0,8 Hz, mais dans une phase stabilisée où le pilotage ne requiert plus que des petites corrections.

La trajectoire des missiles pilotés manuellement est le reflet des performances du pilote humain :

-une phase de réalignement global après la prise de vitesse qui dure 2 ou 3 sec (soit 1,5 fois la période propre du missile) avec des écarts atteignant plusieurs mètres.

-une phase de réalignement fin en général adapté à l'éloignement de la cible. Pour une cible très rapprochée, l'obligation de passer de grands ordres, très variables, relance souvent l'oscillation propre comme pour la phase initiale, avec des écarts nuisibles à la précision.

De cette trajectoire on peut déduire que le handicap majeur en est essentiellement la distance opérationnelle courte, avec un creux d'efficacité de plusieurs centaines de mètres (en ordre de grandeur: 4 à 5 fois la valeur de la vitesse) limitant la vitesse du missile (donc la capacité de raccourcir les durées d'exposition du tireur sur toute la portée).

En outre, le pilote dont on a défini ci-dessus les paramètres dynamiques correspond à une espèce assez rare, sélectionnée et entraînée. Pour se situer dans une moyenne plus commune, il faudrait amoindrir ces belles performances. Or, en cas de conflit, il est plus aisé de trouver des opérateurs du deuxième type que du premier.

Pour généraliser l'emploi des missiles guidés et pour s'affranchir de la barrière des basses vitesses, il a fallu substituer à la fonction humaine une fonction automatique.

Economiquement, même si cette fonction élève le coût du poste de tir, elle en réduit le coût de possession, puisque toutes les dépenses occasionnées par un tireur émérite, qui sont considérables, peuvent être diminuées à presque rien, même avec des candidats moins doués (ou moins bien préparés).

4 - LE GUIDAGE AUTOMATIQUE

L'opérateur humain dispose d'un moyen de pointage pour aligner l'axe de tir sur la cible (lunette réticulée orientable).

Un localisateur coaxial détecte le missile grâce au signal marqueur placé sur le missile et le localise dans l'espace.

Un calculateur élabore des ordres de commandes appropriés à partir de cette écartométrie.

Le principal avantage de ce dispositif est que la maîtrise du missile ne comporte plus la limitation à la fréquence 0,8 Hz imposée par la bande passante du pilote. On peut donc contrôler des missiles à de plus grandes vitesses.

Par contre, la présence de l'homme dans la boucle continue à limiter le facteur de charge (n de l'ordre de 2) et limite l'efficacité du système aux vitesses soniques (avec l'ACRA, on doit passer à une poursuite automatique de la cible).

Néanmoins, la fonction pilotage est simple et ne requiert pas d 'entraînement coûteux (tirs de missiles réels) avec des spécialistes triés sur le volet (et donc rares).

4.2-Réglages de l'asservissement

L'objectif sera de réduire les écarts et de les résorber dans un temps minimal. Les méthodes qui ont prévalu à l'époque de la deuxième génération ont été celles de Black et de Nyquist.

Au terme de ces calculs, les paramètres convergeaient vers des valeurs caractéristiques dont on peut retrouver les ordres de grandeur par des raisonnements beaucoup plus simples (comme nous le proposons ci-après).

4.2.1 - Remarquons tout d'abord que ce sont les écarts en position qui génèrent les ordres, c'est-à-dire qu'il s'agit d'un asservissement position accélération, sur le centre de gravité, ressemblant à un système pendulaire, ce qui génère un mouvement oscillatoire du centre de gravité du missile dont la fréquence propre est liée au coefficient d'amplitude entre l'ordre et l'écart: gain statique.

Avec quelques petits retards dus aux calculs électroniques, le mouvement devient en fait instable (amplitudes croissantes). La fréquence induite par le guidage automatique se calcule facilement en considérant le facteur de charge n du missile: en effet, on recherche usuellement à limiter l'écart à 1 m environ, en utilisant une accélération proportionnelle à n -1 (car il faut toujours compenser la pesanteur en même temps qu'on effectue ce mouvement).

On a vu que n'est, dans la phase départ, de l'ordre de 2 (2.4 sur le facteur de charge), ce qui détermine un mouvement pendulaire de fréquence 0,5 Hz.

4.2.2 - Pour amortir ce mouvement, il importe d'apporter un terme d'amortissement, ce qui est usuellement fait en introduisant un terme proportionnel à la vitesse de l'écart (avance de phase).

Un calcul élémentaire montre que ce terme provoque 2 effets:

-Un ralentissement de la fréquence pendulaire du CDG.

-Une dégressivité de l'amplitude de l'écart.

C'est là le problème classique du servo-dynamicien : amortir les effets sans les ralentir à l'excès.

Le compromis de l'optimisation est, usuellement, tel que:

-La fréquence de 0,5 Hz est ralentie à 0,4 Hz (soit de 20 %).

-La constante de temps est égale à la période de l'oscillation (soit une réduction à 30 % de l'amplitude en une seule oscillation).

4.3-Trajectoires de réalignement

Ainsi, à partir des caractéristiques des mouvements autour du CDP et du CDG, on peut caractériser la trajectoire du missile en deux phases:

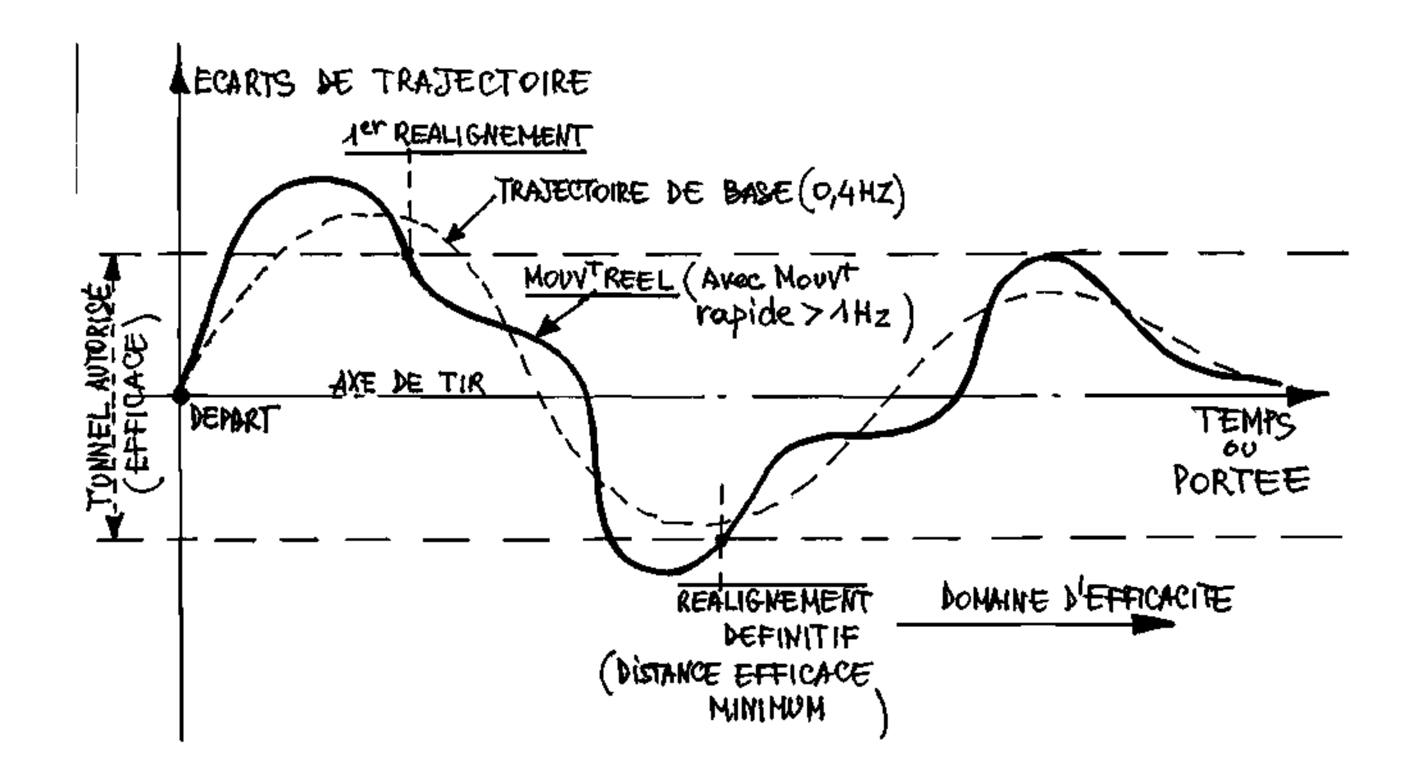
1- Dans la phase de réalignement initial, il y a combinaison :

- du mouvement lent du CDG (fréquence d'environ 0,4 Hz).

- du mouvement rapide résultant du mouvement d'assiette (fréquence voisine du Hertz).

On a schématisé ci dessous cette configuration.

Cette combinaison d'un mouvement contrôlé directement (mouvement lent) et d'un mouvement plus libre (mouvement rapide) a constitué la particularité de ce type



d'asservissement. Son domaine de stabilité est étroit, et une erreur paramétrique dans les réglages le fait diverger assez vite.

2- Dans la phase de croisière, le mouvement rapide étant amorti, il ne reste que le mouvement lent, avec des écarts plus faibles.

Dans cette phase, ce qui va prédominer, c'est la précision aux grandes distances, car les petites distorsions locales de l'asservissement font que le missile s'aligne " à côté " de l'axe de visée. Angulairement c'est très peu (de l'ordre du dixième de milliradian) et même métriquement ce n'est pas grand chose (de l'ordre de quelques décimètres) mais conjugués aux défauts de visée, à grande distance, et sur des cibles masquées (tourelles en défilement), il vaut mieux corriger vite en augmentant le gain statique vis-à-vis de ces dérives lentes.

Pour ce faire, vers la mi-parcours, on ajoute un terme proportionnel à la somme des écarts, sur une durée de plusieurs secondes. C'est le contrôle " intégral " qui permet de résorber les petites dérives et donc d'aligner parfaitement le missile sur l'axe.

Bien entendu, il s'agit là d'un terme en retard de phase, qui pourrait générer de l'instabilité.

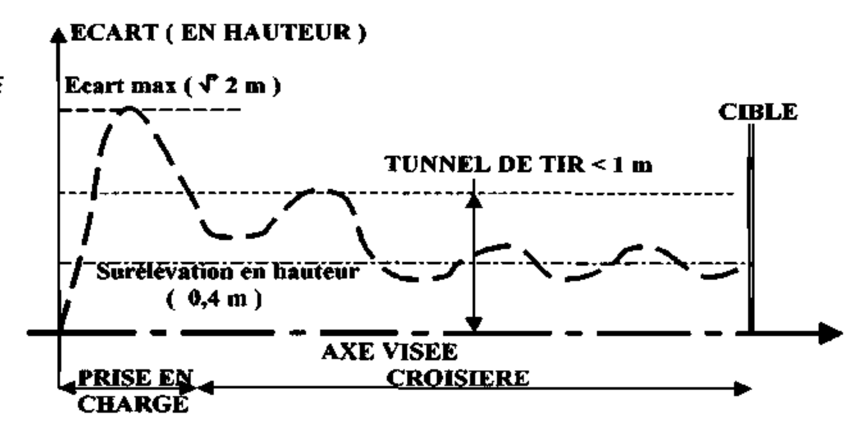
Mais, utilisé en fin de parcours du missile, dans une phase où celui-ci est " calme " sur son axe de vol, et doué de facteurs de charge réduits ($n < 2$), cette " déstabilisation " est insensible. Par contre, la précision augmente radicalement.

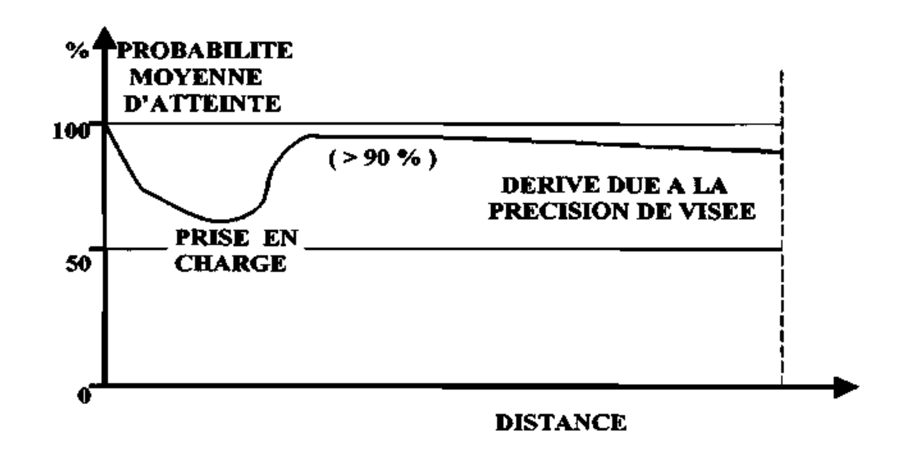
4.4-Profils de vol en guidage automatique

Les trajectoires qui résultent de ces réglages sont caractérisées par:

-Un départ plus ou moins mouvementé avec un écart maxi de l'ordre de plus ou moins 2 m (en fin d'accélération libre).

FIG 7: TRAJECTOIRE EN GUIDAGE AUTOMATIQUE





- Un alignement précis au décimètre près vers 300 m et jusqu'à la fin du vol (2 ou 4 Km). Cette trajectoire type montre que la phase critique est bien la réduction des écarts de départ. En fait, quand on parle de réduction des écarts, il faut généraliser le propos et parler de " normalisation des paramètres trajectographiques " car il s'agit:

    - d'annuler les écarts mais aussi les vitesses d'écarts (mouvement du CDG).

    - de maintenir l'angle d'assiette en position nominale (mouvement autour du CDG) en annulant les vitesses et accélérations.

Cette phase initiale est donc capitale pour la suite des opérations: un ingénieur de l'Aérospatiale prônait cet aphorisme: " Le meilleur asservissement est celui qui n'a rien à faire parce que le missile est naturellement sur l'axe avec les bons angles d'attitude ". Oui, mais...

4.5-Précision requise

- Pour rester précise, même à des distances de 4 Km, la chaîne asservissement impose à chacun de ses composants une finesse angulaire qu'il convient de rappeler.

- Au total, on ne peut avoir une erreur globale d'alignement supérieure à 1 m, soit 1/4 de milliradian à 4 Km. De sorte que chaque composante, en les supposant identiques pour simplifier leur évaluation, doit être une part de cet angle de 0,25 millirad.

- Comptons-les : il y en 4 majeures :

1 - l'angle de visée par rapport à la cible.

2 - l'angle d'erreur de collimation entre l'optique de visée et le localisateur d'écarts.

3 - l'angle de détection et de restitution des écartométries par le localisateur lui-même.

4 - la précision de l'asservissement.

Cela signifie, pour chaque composante, une précision angulaire de l'ordre de 5 centièmes de milliradian (5 cm à 1000 m).

C'est précisément cette finesse qui conditionnera la probabilité d'impact.

4.6-Effets des bruits

Jusque-là, nous avons présenté la boucle d'asservissement comme un filtre véhiculant des informations parfaitement représentatives de l'état du système. Il n'en est rien, car nombre de bruits parasites s'insinuent dans la boucle, et celle-ci peut être parfaitement réglée pour donner des réponses optimales à des entrées précises, et se révéler inadaptée dès lors qu'elle est parasitée par des informations incongrues.

Etablissons d'abord un petit catalogue de ces anomalies :

- Les internes avec :
  - les bruits de visée (vibrations, dérives. . .).
  - les erreurs dans l'écartométrie du détecteur localisateur.
  - les déformées de transmission (effet R-C des fils).
  - les bruits propres aux actionneurs (retards constantes de temps)
- Les externes avec :
  - les variations optiques (détection de la cible du missile au travers de l'atmosphère).
  - les cisaillements de vent le long du trajet du missile.

Une bonne partie des bruits sont filtrés par le réseau électronique, et même par la bande passante du système bouclé. Il y a néanmoins un résiduel qui prélève de l'énergie dans le système global, aux dépens des actions " utiles ".

On emploie alors des méthodes d'optimisation consistant à minimiser l'énergie dans chaque constituant du spectre fréquentiel, c'est-à-dire en recherchant des valeurs de réglages dont le résultat donne le meilleur rapport entre la réponse directe et la réponse aux bruits. Avec les ordinateurs d'aujourd'hui, on peut recourir à des critères très fins.

En 1960, il fallait des calculs laborieux pour tracer les abaques de Nyquist et de Black ou des itérations interminables de Philips ou Wiener. C'est pourtant comme cela que furent optimisés les asservissements de la deuxième génération, avec de bons résultats (dus certainement à la patience... des services officiels).

A noter que pour pousser la notion d'avance de phase, certaines évaluations incitaient à introduire un terme en dérivée seconde de l'écart (donc de son accélération). Mais les bruits l'empêchèrent, car la moindre anomalie, dérivée 2 fois, donne des signaux passablement erronés et complètement perturbateurs pour l'asservissement.

4.7-Termes compensatoires de l'asservissement

- Compensation de pesanteur : c'est un terme de pilotage constant pour que le missile compense en permanence la pesanteur → condition du vol horizontal.

- Surélévation de trajectoire : certaines visées se font au ras du sol, et il s'agit d'éviter que le missile, même correctement asservi, ne percute pour un écart de quelques décimètres.

Aussi introduit-on un terme de commande constant pour relever l'axe de la trajectoire au-dessus de l'axe de visée (0,40 m en général). Le tireur, le sachant, s'astreint à viser le bas de son objectif (ce qui est souvent plus facile que de pointer un milieu incertain).

- Compensation de l'accélération de Coriolis : la rotation de l'axe de visée pour suivre une cible mobile implique que le missile reçoive une accélération pour suivre cet axe. Avec le seul dispositif d'asservissement par détection de l'écart, cela conduirait à un " traînage " pour obtenir l'accélération souhaitée.

Il est plus efficace d'envoyer l'ordre générateur de cette accélération en élaborant directement dans le poste de tir à partir des informations de rotation mesurées sur place, ce qui évite le traînage (c'est l'analogue, dans le sens horizontal, de la compensation de pesanteur).

On pourrait imaginer d'autres types de compensations, à partir des mesures possibles au poste de tir : compensation de température, pour pallier les variations de propulsion et d'aérodynamique, compensation du vent pour anticiper la réponse initiale du missile, voire des corrections initiées à partir de mesures de chocs ou de vibrations de l'affût lui-même au moment du départ. On a pu s'en dispenser jusqu'à ce jour, mais les possibilité demeurent.

Rappelons que la compensation majeure, celle des bruits de visée, est introduite par la conception du système de pointage permettant la filtration des hautes fréquences et l'obtention de déplacements angulaires continus. Les lunettes stabilisées gyroscopiquement en sont les exemples les plus réussis. Leur étude fait partie d'une description spécifique (IGA Deramond) et dans laquelle l'APX a joué un rôle majeur dès les années 60.

Commentaire sur la Fig. 7 : Profil de la trajectoire semi-automatique.

a) Le " trou " de probabilité d'atteinte dans la phase de prise en charge résulte de la limitation en facteur de charge pour rester dans les amplitudes de mouvement compatibles avec l'homme dans la boucle d'asservissement (et qui pour les antichars doivent être inférieures au mètre).

b) La dérive à grande distance est due à l'erreur de pointage sur la cible, également humaine, qui s'accroît à mesure que le missile s'éloigne.

Donc les deux limitations, courte et grande distances, sont les conséquences de ce que l'homme est dans la boucle d'asservissement.

D'où l'idée de l'évincer de cette boucle, en constituant des systèmes de poursuite automatique (qui deviennent indispensables d'ailleurs dès lors que la vitesse dépasse celle du son).

Outre les coûts d'un tel système, on peut se demander alors s'il ne convient pas mieux de choisir un missile autonome (avec autodirecteur) élaborant son propre mode de guidage et qui permet de mieux résoudre le problème de la précision finale (du fait du rapprochement de la cible) si tant est qu'elle n'a pas été perdue en cours de route.

C'est ce type de réflexion qui a conduit à des solutions comme l'ACLP (de troisième génération), dont on mesure mal la capacité opérationnelle, encore aujourd'hui.

4.8-L'aérodynamique ? Un auxiliaire non indispensable

L'examen du comportement du missile de deuxième génération (fig.7) montre qu'il améliore la précision d'atteinte et réduit les manques constatés sur la première, tout en permettant des vitesses accrues.

Néanmoins, il demeure une zone de 0 à 300 m où il présente une certaine faiblesse (tant sur les cibles fixes que mobiles).

En récapitulant toutes les observations des paragraphes précédents, on voit que c'est l'aérodynamisme, sur lequel on fait reposer toute la capacité de pilotage, qui induit, via le mouvement d'assiette propre du missile, ces limitations de la précision d'atteinte.

Quelques-uns ont eu l'idée de le supprimer purement et simplement. C'est ce qui a fait naître la troisième génération : ERYX et ACMP :

- L'aérodynamisme ne sert alors qu'à orienter l'axe du missile dans la vitesse (effet de girouette).
- La déviation d'un jet propulseur génère la force radiale de déplacement en place de la portance aérodynamique: on déplace le CDG directement sans passer par un intermédiaire oscillatoire complexe et lent à se résorber (pilotage en force).
- Puisqu'on n'a plus besoin d'aérodynamique (donc de vitesse) il importe peu de partir lentement et donc de réduire les effets de départ à zéro (tir en local) : de toute façon, la trajectoire est contrôlée à tout moment sans zone aveugle.

A partir de là, la question des courtes distances ne se pose plus.

En revanche, s'il est possible d'aller aussi jusqu'à 2 Km, il devient difficile d'aller à 4 Km ou au-delà, le système propulsif devenant pénalisant en volume et masse.

ANNEXE :
EQUILIBRE REGISSANT LA DYNAMIQUE DE VOL

Pour étayer l'analyse qualitative ainsi faite, il est nécessaire de rappeler sa source, à savoir les études de J.E Stauff sur le sujet, notamment du comportement en vol libre.

Pour se conformer à la symbologie traditionnelle, on a transcrit ses formulations, ce qui permet de repérer plus aisément les corresponclances paramétriques usuelles.

On y retrouvera une évaluation sur :

- *Le comportement angulaire d'un projectile.*
- *L'influence de la rotation.*
- *Les conséquences sur la trajectoire.*
- *Les choix fondamentaux de la propulsion.*

A.1-Symbolique des repères

En considérant un système d'axes cartésiens basé sur l'axe de tir, on détermine les orientations suivantes :

- $\vec{X}$ sur l'axe de tir (en direction de la cible).

- $\vec{Y}$ horizontale (vers la droite).

- $\vec{Z}$ verticale (positive vers le haut).

Pour éviter la multiplication des équations (dans les plans $\vec{Y}$ et $\vec{Z}$), on utilise la notation dite complexe (réel et imaginaire) en fondant les expressions en une seule, grâce au coefficient imaginaire i (amplitude = 1 et phase = 90°).
En pratique, pour éviter la confusion avec l'angle d'incidence, il sera noté j. Ainsi les Y seront considérés comme « réels » et les Z comme « imaginaires » c'est-à-dire Z = jY (les termes utilisés sont ceux de l'algèbre classique, mais en fait les deux composantes sont tout aussi réelles l'une que l'autre).

A.2-Les paramètres du mouvement

Le missile est caractérisé par :

- La géométrie : M pour la masse.
  Ix pour l'inertie en roulis (autour de l'axe X).
  It pour l'inertie en tangage identique pour les axes Y et Z).

- L'attitude de vol : Angle sur $\vec{X}$ = θ (assiette).
  Angle sur $\vec{V}$ = i (incidence).
  Vitesse de rotation axiale : W.

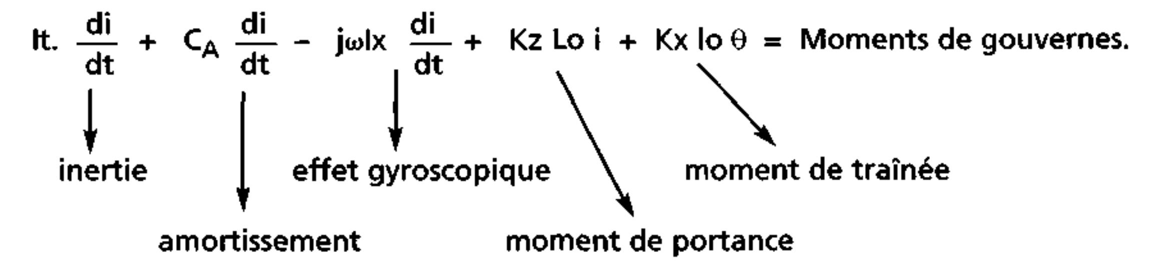
- L'aérodynamisme : V pour la vitesse.
  Lo pour la marge statique.
  Fz pour la portance (id en $\vec{Y}$ et $\vec{Z}$).
  Fx pour la traînée.

Fz est la forme de $kV^2 \times i$ et crée le moment Kz. Lo. i.
Fx est la forme kV^2 et crée le moment Kx. Lo. θ.
La variation de i crée un moment d'amortissement $C_A \times \frac{di}{dt}$

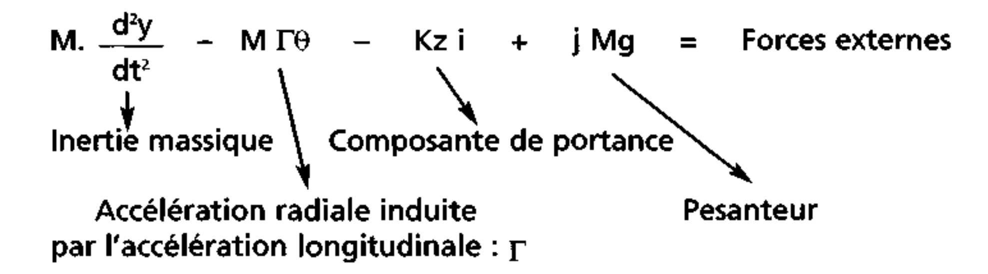
A.3-Les équilibres dynamiques

Les équilibres des forces et des moments vont déterminer les équations du mouvement du missile :

1-<u>Mouvement autour du CDG</u> : équilibre des moments :

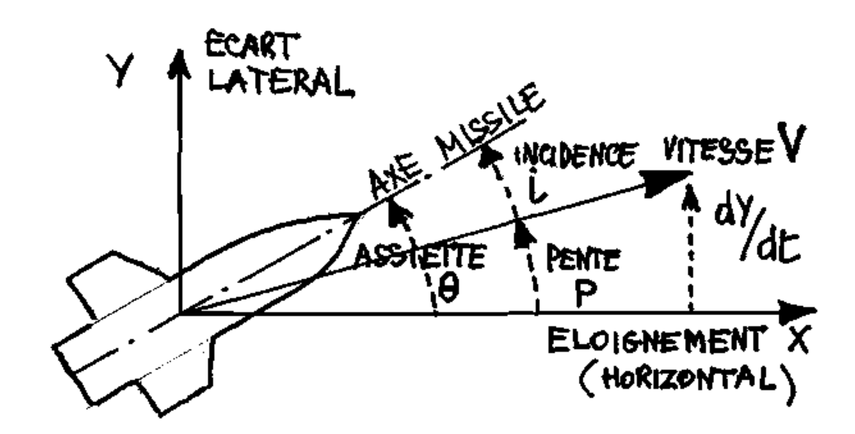


2-<u>Mouvement du CDG</u> : équilibre des forces :



3-<u>Composition angulaire</u> : relation entre les divers angles :

- La vitesse est inclinée sur l'axe X de l'angle de pente p. ⟶ $\theta = i + p$



A.4-Résolution des états dynamiques

L'ensemble est donc régit par deux équations d'état, concernant :

- L'une, l'état ANGULAIRE (c'est l'équilibre des moments),
- L'autre, l'état des POSITIONS (c'est l'équilibre des forces).

- Mouvement autour du CDG :

Variations angulaires de l'incidence i essentiellement, dans une équation différentielle du deuxième ordre équilibré par les moments extérieurs Me. On voit apparaître un terme lié à la rotation ω_X et qui est une rotation lente souvent appelée spin de rotation $s = \omega_X \bullet Ix/It$.

- Mouvement du CDG :

Variation des accélérations radiales : également dans une équation différentielle du deuxième ordre équilibrée par des forces extérieures Fe.

Me est l'ensemble des moments excitateurs, Fe celui des forces dues aux :

- Décentrage inertie – centre de poussée vis-à-vis de la propulsion ou de la traînée aérodynamique.
- Ordres de gouverne induisant le pilotage en incidence (ces moments et ces forces peuvent s'exercer dans le plan radial selon toutes les directions, Me et Fe sont donc des nombres complexes).

Pour déterminer le mouvement propre du missile, on considérera que Me et Fe = 0, et que, par une action préalable, on induit un écart angulaire initial θ_i (ou en dérivée de θ). L'équation des moments (en θ et i) définira les paramètres de la réponse caractéristique du missile : c'est une combinaison oscillation-rotation amortie.

Réciproquement, en appliquant un moment excitateur Me, on obtiendra un équilibre statique défini par $i_o = f(Me)$ et la dynamique, pour passer de l'état initial (i = o) à cet état d'équilibre, sera identique à celle du mouvement propre précédent avec un point d'équilibre i_o différent (défini par Me).

La méthode de résolution est de rechercher des solutions du type e^{at} (a étant un nombre complexe). C'est en fait une *transformée de Laplace* qui transforme l'équation différentielle en polynôme algébrique, dont les racines déterminent la valeur de l'exposant a :

$$a \begin{cases} = \text{réel} \rightarrow \text{exponentielle décroissante ou croissante suivant le signe.} \\ = \text{imaginaire} \rightarrow \text{mouvement circulaire.} \\ = + \text{ ou } - \text{ imaginaire} \rightarrow \text{mouvement oscillatoire dans le plan.} \end{cases}$$

Cependant, cette simplicité apparente se trouve très affectée dans les phases où les paramètres varient vite (et c'est le cas où Γ est grand et V très variable) de sorte que, pour dégager les paramètres caractéristiques, on va limiter l'exploitation de ces équations à un cas de vitesse quasi constante, ce qui correspond à l'un des 2 cas suivants :

- Un départ lancé à une vitesse nominale V, l'accélération libre Γ restant faible pour conserver V constant dans la période considérée.

Un instant de la trajectoire Croisière où V reste également peu variable.

A.5- Les solutions caractéristiques du mouvement

En combinant les relations, tout en restant dans le domaine linéaire (angles petits c'est-à-dire < 10°) on trouve des solutions en i (incidence) telles que :

$i = i_0 e^{at}$ avec $a = -B/2 + j\ s/2 \pm jq$ qu'on va expliciter :

a) Le terme réel négatif $-ß / 2$ correspond à un amortissement exponentiel de constante $T_a = 2 / ß$.

Le terme ß est la somme :

- De l'amortissement aérodynamique : $\frac{CA}{I_t} . di/_{dt}$

- De la variation de l'incidence i lors des accélérations, qui devient la vitesse pour créer la pente p, et ce terme s'ajoute au précédent : $\frac{Kz}{mv} . di/_{dt}$

En pratique, les 2 termes sont de même amplitude. Seul le premier peut être mesuré en soufflerie puisque le missile ne se déplace pas radialement. Le vol est donc 2 fois mieux amorti que ne l'indiquerait cette seule mesure.

b) Le terme imaginaire $j \times (s / 2)$ correspond à une rotation induite par le spin s (qui est égal à $\omega \times Ix / It$). Usuellement Ix / It est de l'ordre de 1 / 20 ce qui fait que : $s \# \omega / 20$.
On ne trouve dans cette rotation que la moitié du spin, l'autre moitié intervenant dans la constitution du terme suivant.

c) Le terme imaginaire $\pm jq$ est caractéristique d'une oscillation périodique de pulsation q (rappelons que la pulsation et la fréquence sont les mêmes mesures de la rapidité de l'oscillation) :

$$\begin{cases} q \text{ en radians / sec} \\ f \text{ en cycles / sec (ou Hz)} \end{cases}$$

- L'expression donnant q est caractéristique des effets de chaque paramètre :

$$q^2 = \underbrace{(Kz\ .\ Lo / It) - (B / 2)^2}_{qo^2} + (s / 2)^2$$

- Le premier terme qo correspond à l'oscillation du missile non-tournant. On voit que ce terme décroît lorsque l'amortissement ß augmente.

- Le deuxième terme en s / 2 vient, au contraire du précédent, accroître la rapidité du mouvement : le missile tournant est un peu plus « réactif » que son homologue stabilisé en roulis.

- Calcul d'ordre de grandeur (sur le HOT, à vitesse stabilisée) :

$$\underbrace{q^2}_{(60)} = \underbrace{(Kz \,.\, Lo / It)}_{(59)} - \underbrace{(\beta / 2)^2}_{(0,8)} + \underbrace{(s / 2)^2}_{(2)} \quad \text{en (rad/s)}^2$$

On voit que dans ce cas l'amortissement comme le spin induit par la rotation propre changent très peu la pulsation propre (de l'ordre de 1 à 2 %). Il en serait tout autrement si on tournait 3 à 4 fois plus vite, mais c'est interdit par la charge creuse qui limite la rotation à moins de 20 t/s en moyenne (et donc s à moins de 1 t/s).
En résumé, le mouvement propre d'un missile tournant est composé :

- D'une oscillation entraînée par la rotation de spin,
- Le tout est amorti exponentiellement.

Le nez du missile décrira donc une sorte de rosace spiralée et amortie dont les conséquences sur la trajectoire peuvent être évaluées comme ci-après.

A.6- Ecarts sur trajectoires

L'équation des forces au niveau du CDG peut être calculée avec commodité dès lors qu'on suppose V constant (cas des roquettes à l'accélération instantanée type ACL) et donc une accélération Γ variant lentement.

La trajectoire y(t) se traduit par une dérive en t comprenant donc :

- Un terme réel proportionnel à l'amortissement ß.

- Un terme imaginaire proportionnel au spin s (et donc à la rotation ω). Ce terme a une amplitude inversement proportionnel au carré de la fréquence propre (écart à 90°).

- Un terme périodique (également en $1 / fo^2$) amorti (réduction de l'amplitude des 3/4 après deux périodes).

En termes opérationnels, la dispersion en portée efficace est essentiellement constituée par la dérive c'est-à-dire par les termes dus à l'amortissement ß et au spin s, le terme périodique devenant négligeable.

Il est intéressant de se demander si l'effet des rotations propre permet un pilotage direct et précis des missiles tournants.

A.7- Pilotabilité des engins tournants

L'examen du mouvement propre du missile montre que :

- L'oscillation (de pulsation q) est quasiment identique à celle qu'aurait un engin semblable mais non tournant.
- La rotation générée par le spin en (s / 2) x t, est ce qui distingue essentiellement l'engin tournant du non tournant.

Si on applique des moments excitateurs de brève durée, comme des ordres de pilotage en impulsion, la rotation du plan de l'oscillation peut être très faible, et dans ce cas, la réponse de l'engin tournant sera comparable à celle de l'engin non-tournant.

On peut évaluer si les modes de pilotage (4 gouvernes, mono gouverne) sont compatibles dans cette limitation :on recherchera des limites ; $(s / 2)\ \delta t \leq 0{,}1$ rad ; (soit 6°), cela impliquera une durée de temps $\delta t \leq 4 / \omega$, ce qui est vérifié par les missiles tournants de 1ère et 2ème génération.

Ce petit décalage angulaire s'ajoute d'ailleurs à celui induit par la constante de temps des gouvernes elles-mêmes. Il suffit, dans le circuit de commande, d'apporter une compensation d'avance de phase pour tout remettre à zéro.

Le missile tournant se comporte donc, vis-à-vis du pilotage, comme le missile non-tournant. C'est ce qui a été vérifié sur le SS 10 expérimental créé à cet effet en 1950, sur l'initiative de l'I.G. SUFFREN-HEBERT et qui a permis de conclure à une « pilotabilité normale » des engins tournants.

De ce fait, on pourrait s'interroger sur la nécessité d'une rotation qui ne change pas la réponse du missile aux sollicitations de gouvernes, et qui n'apporte pas de sensible stabilisation gyroscopique. En pratique, c'est vis-à-vis des moments liés, provoqués par un désaxage CDP-CDG, que l'auto-rotation se révèle efficace.

A.8- Effets de la rotation sur les moments liés

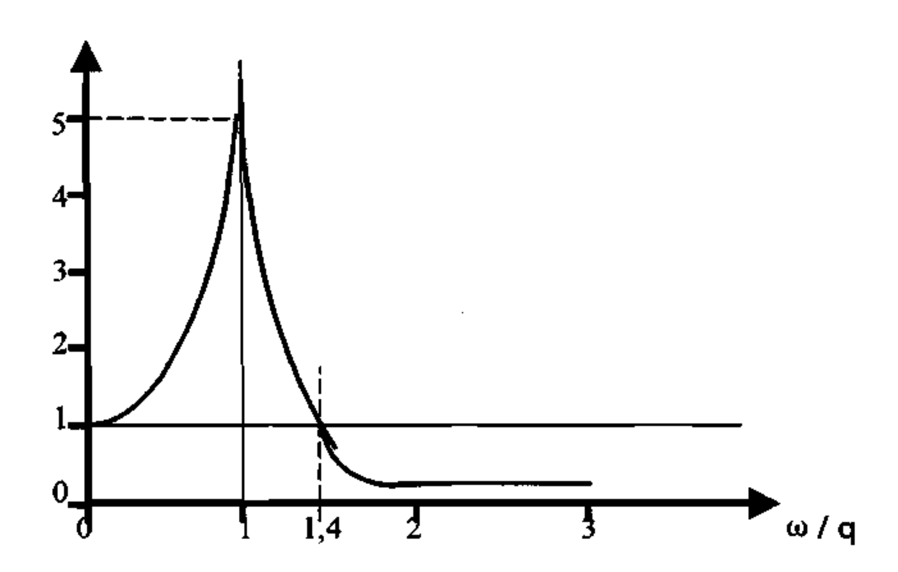
Dans le cas d'un moment continu induit par le missile en rotation, l'excitation est du type M_O $\rho^{\omega t}$ qui est l'expression du moment M_O tournant à la vitesse angulaire ω.
La réponse du missile est une prise d'incidence i de même nature c'est-à-dire telle que :

$$i + i_O e^{(\omega t + \varphi)}$$

- i_O étant l'incidence nominale d'un engin non tournant ($\omega = 0$) sous l'effet du moment M_O fixe,
- φ étant le déphasage de i vis-à-vis de l'excitation en rotation.

Lorsqu'on introduit ces paramètres dans l'équation des moments en i, on obtient une solution telle que :

- φ est négatif (retard de phase) et décroît brutalement vers –180° dès que ω dépasse q (pulsation du mouvement propre).
- L'amplitude de i / i_o croît de 1 à un maxi $i / i_{o\ max}$ lorsque ω = q puis décroît et devient quasi-nulle dès que ω dépasse significativement q (c'est-à-dire que le nombre de tours N de la rotation devient grand devant la fréquence propre f_o du missile).



Au-delà, c'est quasiment une fonction en $1 / \omega^2$ qui tend vers 0 avec l'accroissement de la rotation. C'est cette diminution qui fait l'intérêt de la rotation ω.

Cet examen permet de déduire deux règles fondamentales :

1 - L'utilité d'avoir une rotation de plusieurs fois la pulsation propre du mouvement de façon à annuler l'effet d'un moment lié (en effet si i est nul, les forces transversales le seront également). Ce qui s'est appliqué dès les engins de 1ère génération.

2 - L'utilité d'éviter le passage dans la zone ω / q = 1, ce qui se produisait inévitablement pour la première génération, du fait de leur mise en rotation progressive par la seule aérodynamique, en générant une impulsion de rotation dès la sortie d'affût, ce qui fut appliqué sur la deuxième génération.

Si on effectue un retour dans le temps, à propos de l'histoire des missiles en rotation, on mesurera que l'A.A.10 (ex X4 du DR Kramer) recueilli au lendemain de la seconde guerre dans notre giron industriel, possédait les 2 défauts basiques :

- Une faible vitesse de rotation nominale.
- Une mise en rotation très lente.

Cela se conjuguait à des défauts de conception structurale autorisant de forts moments liés (par déformation). Le missile était placé dans la condition de résonance pratiquement sur le premier tiers de son vol et, de ce fait, avait des trajectoires aléatoires de grande amplitude, quasiment impossibles à résorber dans le temps de vol restant. Ce que les essais démontrèrent. On peut également douter de l'efficacité du « X7 Rotkapchen » qui, à ces mêmes défauts, ajoutait une dissymétrie de voilure, peu propice à calmer les agitations de résonance du départ...

A.9- Cas des grandes accélérations initiales

Lorsque, sous l'effet d'une valeur élevée de l'accélération Γ, la vitesse *V* varie rapidement, l'exploitation des équations d'équilibre nécessite des calculs de simulation, car les coefficients varient aussi vite que les angles et les écarts.

Néanmoins, à partir du schéma précédent, il est possible de se représenter les phénomènes :

- L'oscillation d'assiette, faible au départ, croît comme *V* et donc les écarts varient avec V^2, c'est-à-dire que les mouvements initiaux l'emportent largement sur ceux des instants suivants.
- Le spin induit par la rotation W devient plus efficace si l'oscillation est faible. En conséquence, les écarts comporteront une composante gyroscopique d'autant plus grande.
- L'accélération longitudinale l'emporte sur celle de l'aérodynamique dans un rapport de l'ordre de : - 10 à 20 pour le SS11.
  - 25 à 30 pour le HOT.

Le résultat final est que la dispersion (directe avec les engins non tournants, complexe avec le spin des engins tournants) variera en amplitude proportionnellement aux 2 paramètres « de base » :

- L'accélération longitudinale (Γ).
- Le temps de l'accélération (t_A).

La recherche du plus petit rapport entre l'écart de position et la vitesse acquise sous l'accélération Γ implique toujours que le temps t_A de l'accélération soit minimal (quelle que soit Γ).

- Ce qui s'obtiendra en donnant, dès la sortie d'affûts, la plus grande impulsion et en diminuant le temps t_A :
  - Roquettes entièrement accélérées dans le tube de lancement, comme pour le LRAC 89 (et dans ce cas $t_A = 0$).
  - Missiles lancés de canon : SCHILLELAGH ou ACRA.
  - Missiles à générateurs de gaz type MILAN.

Les limitations structurelles des équipements à bord des missiles ne permettent pas d'appliquer des solutions aussi radicales que celles des roquettes, de sorte que, pour eux, le compromis sera de disposer :

- D'une impulsion initiale *Vo* aussi élevée que possible.
- D'un complément de vitesse ΔV en accélération libre.

- Pour des missiles à très faible Vo, comme le SS 11 et le HOT, on a supporté des rapports $\Delta V / Vo > 10$, donc peu satisfaisants, en les corrigeant par :

- Une limitation de l'accélération libre, jusqu'à 110 m/s après 1 sec pour le SS11, et en accélérant ensuite continûment sur la trajectoire jusqu'à 180 m/s (phase pilotée).
- Une stabilisation gyroscopique interne, pour le HOT qui atteignait d'emblée sa vitesse nominale de 250 m/s en 1 sec.

La recherche du meilleur rapport $\Delta V / Vo$ (c'est-à-dire le plus petit) s'est concrétisé avec le MILAN où on a pu ramener ce rapport à moins de 1 avec :

- Une impulsion initiale de 75 m/s (phase balistique).
- Un complément accéléré de 60 m/s. } phases guidées
- Un accroissement continu de vitesse jusqu'à 170 m/s. }

Avec la troisième génération, un virage « conceptuel » a été pris, en recherchant d'abord la discrétion au départ (tir en espace clos). Il ne pouvait plus être question de vitesses de départ, ni d'aérodynamique, mais de pilotage en force d'un mobile auquel on donne de la vitesse tout au long de la trajectoire, et c'est une autre histoire...

CHAPITRE 2 :
DETECTEURS INFRA-ROUGES

Document établi à partir des textes rédigés par J.TURCK et P.BEZERIE.

2.1 HISTORIQUE.

2.1.1 ORIGINES

Dès le début de la réalisation de l'engin SS 10 à téléguidage manuel, c'est-à-dire à la fin des années 1940, l'Institut franco-allemand de recherches de Saint-Louis avait entrepris l'étude d'automatisation de la chaîne de guidage des missiles anti-chars, jusque-là pilotés par le tireur.

Plusieurs solutions de principe furent explorées.

En parallèle, au cours de l'année 1953, la Section des Engins Spéciaux du STAé (Service Technique Aéronautique), responsable du programme SS 10, a passé un contrat d'étude aux Ets. Jean TURCK, spécialisés dans les systèmes de détection infra-rouge, afin de répondre aux besoins exprimés par le Département des Engins Tactiques de NORD-AVIATION, réalisateur du système d'arme.

Il avait été demandé en premier lieu d'examiner la possibilité de localiser automatiquement la direction de l'engin par rapport à la direction de la visée, effectuée, elle, par le tireur vers le but choisi, en l'occurrence un char fixe ou mobile.

Deux problèmes fondamentaux se posaient :

1 - Comment séparer l'image de l'engin, vu de l'arrière, de l'ensemble du paysage dans le champ de vision ?

2 - Comment mesurer avec la précision désirable l'écart instantané entre la direction du missile et celle du but visé ?

L'étude du premier point a été effectuée à l'aide d'une première version d'un goniomètre, sensible dans l'infra-rouge proche, et permettant en outre de mesurer l'énergie reçue dans le champ de la visée.

Le résultat des expérimentations sur le terrain, au cours de tirs réels, d'abord sur le terrain de Frileuse, près de Versailles, en octobre 1953, puis en simulation labo, ainsi qu'à Villaroche en juillet 1954, suivis d'essais à Mailly à la même époque, ont confirmé que le signal émis par le propulseur des engins SS 10 était insuffisant pour assurer, seul, la localisation à la portée de 1 500 mètres demandée. Par contre, l'énergie infra-rouge émise par les traceurs, permettant au tireur d'effectuer son pilotage manuel, était très suffisante et fournissait dans le proche I.R., entre 1,8 et 2,4 microns (fenêtre de transparence de l'atmosphère), une énergie très supérieure à celle du fond de paysage observé, même par un temps très ensoleillé.

Ce résultat était compatible avec les moyens de détection alors existants. En particulier, les cellules au sulfure de plomb (Pb.S), fonctionnant à la température ambiante, répondaient aux besoins en détectivité et bande passante et ne nécessitaient pas de système cryogénique associé, ce qui permettait d'envisager plus facilement des systèmes militairement opérationnels.

Ce point fondamental étant acquis, il s'agissait de disposer du second point, à savoir un système d'écartométrie infra-rouge automatique de très haute précision. Une erreur de

mesure inférieure à 10 cm à 1 500 m était demandée afin d'obtenir un résultat satisfaisant de la chaîne de guidage comprenant, outre l'écartomètre I.R., le générateur d'ordres vers l'engin et la cinématique de celui-ci en vol. Cette étude a été effectuée aux Ets. Jean TURCK par une équipe de chercheurs dirigée par Pierre BEZERIE, dès 1953.

Un procédé d'analyse du champ de vision infra-rouge a été conçu et mis au point. Il a permis d'envisager de satisfaire, théoriquement bien au-delà, les spécifications demandées.

Par son principe, sa précision est théoriquement infinie, sa limitation pratique est donnée par le rapport entre le signal utile et la somme des bruits parasites, externes provoqués par la nature du paysage, internes par le mécanisme d'analyse et leurs circuits associés. Une précision pratique de la seconde d'arc était possible. Ce procédé d'analyse fondamental a fait l'objet d'un premier brevet en 1953, suivi de brevets de perfectionnement jusqu'en 1978. La description complète du procédé d'analyse utilisé fait l'objet de la seconde partie de ce chapitre. Ce procédé a été utilisé dans de nombreux systèmes militaires et civils, tels qu'engins SS 11B, MILAN, HOT, ROLAND, AS 30, cinéthéodolites Contraves K 900 de Kourou, écartomètres Minilir, tourelles de poursuite du CEL, système automatique de mesures et de réglage de tir du CEM, étalonnage des I.L.S. de l'aviation civile, etc.

Dès 1953, un ensemble expérimental a été spécialement conçu afin d'effectuer des mesures d'énergie et des essais de guidage automatique des engins filoguidés alors produits par NORD-AVIATION. Les expériences aussitôt effectuées sur le terrain au cours de tirs réels ont mis en évidence un certain nombre de problèmes d'adaptation au pilotage automatique, liés aux caractéristiques de vol des véhicules aériens (missiles) tirés au ras du sol et devant être contrôlés dès leur départ, dans la phase dite prise en charge. Les signaux d'écartométrie générés par le localisateur infra-rouge étaient bons en signe et en valeur, mais devaient être adaptés aux impératifs du générateur d'ordres de pilotage automatique étudié par NORD-AVIATION. En particulier, il s'est révélé nécessaire de disposer d'une excellente linéarité des informations d'écartométrie dans la totalité du champ infra-rouge. D'autre part, le pilotage automatique nécessitant la connaissance de l'écart métrique et non de l'écart angulaire, il a été demandé d'introduire un coefficient fonction de la distance, donc variant avec le temps. Un programmeur-horloge a été mis au point, déclenché au moment de la mise à feu.

De conception électromécanique pour les SS 11 B, il est devenu purement électronique à partir de la version MILAN.

Au cours des diverses expérimentations et simulations de téléguidage automatique, il est apparu nécessaire de disposer de deux champs dans l'optique I.R., un grand champ, utilisé au départ de l'engin de façon à le localiser au plus tôt, et à le ramener dans la direction de la cible, l'autre plus étroit limitant le champ optique au strict minimum de façon à assurer un bon rapport Signal/Bruit jusqu'à la portée maximale.

Ultérieurement, des systèmes optiques annexes ont permis d'améliorer encore la portée des écartomètres, tels que par exemple les filtres spatiaux accroissant la visibilité au fur et à mesure de l'éloignement de l'engin et réduisant le bruit parasite du paysage voisin.

Entre temps, la Division des Engins Tactiques de NORD-AVIATION a développé de nouveaux engins : types SS 11 et SS 12.

En 1956, les Ets. J.TURCK ont été intégrés dans la SAT (Société Anonyme de Télécommunications), créant ainsi une concentration de moyens, principalement dans la recherche et le développement de systèmes infra-rouge. Les travaux sur la télécommande automatique des engins antichar se sont poursuivis à la SAT sur des engins SS 11, fabriqués en série par NORD-AVIATION.

2.1.2 APPLICATIONS AUX ENGINS

Engins sol - sol sur char, type SS 11 B.

C'est en 1959 que fut passée, par la STAé à le SAT, une commande préliminaire d'adaptation de la télécommande automatique à l'engin SS 11, développé et réalisé par NORD-AVIATION.

En 1962, sur l'incitation du Cdt. BOUSSARIE, une commande de 8 prototypes de localisateur infra-rouge a été passée, pour le pilotage d'engins SS 11 B.

Pendant l'année 1963, l'adaptation de la télécommande automatique sur le missile SS 11, avec un montage sur la tourelle oscillante du char AMX 13, a permis d'obtenir des résultats spectaculaires qui ont montré la possibilité d'emploi au combat avec un entraînement simplifié du tireur.

En 1964, une série de plus de 100 écartomètres pour SS 11 B sur char AMX a été passée, suivie en 1966 de lots de rechange et d'appareils supplémentaires, ainsi que de bancs de maintenance et de contrôle, destinés à la recette et à l'entretien du matériel.

Engins sol - sol d'infanterie portables (MILAN).

En 1963, les gouvernements français et ouest-allemand (RFA) ont décidé de construire en commun un engin antichar filoguidé d'infanterie, qui sera appelé MILAN. Les maîtres d'œuvre seront, en France NORD-AVIATION, en Allemagne BOLKOW (devenu ultérieurement MBB). La répartition des charges de travail à 50/50 oblige à avoir un partenaire allemand dans chaque domaine. La partie écartomètre automatique infra-rouge, couverte par les études et les brevets TURCK/SAT, doit être partagée avec la firme allemande ELTRO, par un accord de septembre 1963.

En 1964 sont passés des contrats d'étude séparés aux deux sociétés SAT et ELTRO, pour réaliser des maquettes d'industrialisation comparatives.

Un ingénieur opticien français, Mr.Dourneau, a conçu le système optique du MILAN, qui a été finalement adopté pour l'ensemble de ses performances.

Les Services étatiques créent alors le BPFA (Bureau des Programmes Franco-Allemands), dont l'expert technique sera l'Ingénieur Général Marcel Deramond, qui donne une orientation à ces travaux communs.

A la fin de 1971, sur décision des deux gouvernements représentés par le BPFA de Rueil, la maîtrise d'œuvre du goniomètre infra-rouge a été confiée à la SAT.

En octobre 1972, les études et les essais opérationnels étant terminés et satisfaisants, il a été fait un large appel à la concurrence auprès d'industriels pouvant réaliser la production, estimée alors par le BPFA à une première tranche de 10 000 munitions et 200 postes de tir.

Un appel d'offres a été lancé, auquel ont répondu, outre les firmes SAT et ELTRO, LEITZ, ZEISS, BGT, etc. Les compétences techniques et industrielles ont néanmoins conduit les gouvernements à passer les commandes à ceux qui avaient conçu les systèmes, c'est-à-dire à SAT et ELTRO.

Les commandes de présérie ont été reçues en 1974, avec une mise en cadence de 30 par mois en 1975, cadence qui est montée à plus de 110 en 1977.

En 1989, avaient été produits par le consortium AEROSPATIALE et SAT-ELTRO, 200 000 missiles et 7 600 postes de tir, dont 2 800 équipés du système I.R. de vision nocturne MIRA (voir MILAN tir de nuit, caméra MIRA).

Engins Sol-Sol (HOT) sur véhicules blindés.

En 1964, peu de temps après les accords franco-allemands de collaboration militaire sur le programme MILAN, un second programme antichar a été initié, appelé HOT.

Une étude a été faite pour l'usage de ce système d'arme sur un futur char allemand SPZ NEU. Le tir devant s'effectuer le char étant arrêté, aucun système de stabilisation n'a été prévu. Le missile HOT utilise le même procédé de guidage que le MILAN. On retrouve les mêmes problèmes, néanmoins compliqués par l'augmentation de la vitesse et de la portée de l'engin.

La visée optique vers le but futur est assurée à travers un périscope à trois canaux, une visée dans le spectre visible, une imagerie nocturne par amplification de lumière et un goniomètre I.R. de pilotage à double champ intégré.

Un autre développement a été fait en parallèle pour le char français AMX 13 dans lequel le goniomètre infra-rouge est séparé du système de visée optique. Il est placé dans un boîtier blindé extérieur, sur la tourelle de pointage du char. Cette version a donné lieu à de multiples installations opérationnelles. Plus de 750 systèmes de tir ont été montés sur véhicules divers.

Engin HOT Air/Sol sur hélicoptère.

L'étude de l'emploi du système HOT sur un hélicoptère comme arme antichar a débuté en 1964.

Une étude APX-BEZU a été effectuée sur brevet DERAMOND au sein de la DEFA sous la conduite de l'Ingénieur Militaire GIVAUDON. Le système stabilisé a été réalisé par SFIM, spécialisée dans la construction d'appareils de visée aéronautiques.

Les impératifs de la prise en charge du missile dès son départ ont conduit la SAT associée à ELTRO à réaliser un localisateur infra-rouge à triple champ. Celui-ci est intégré dans la chaîne de visée, stabilisée gyroscopiquement, du poste de tir.

Ce système d'arme HOT est monté par la Bundeswehr sur l'hélicoptère allemand PAH 1 et par l'Armée de Terre française sur le Gazelle d'AEROSPATIALE.

Plus de 700 systèmes de tir ont été réalisés pour hélicoptère, sous forme de prototypes dès 1976 et la série a débuté fin 1979.

La possibilité de combat nocturne a été introduite par l'intégration du système FLIR modulaire réalisé en commun par TRT et SAT, sur les Gazelles HOT à visée stabilisée SFIM, à partir de 1988.

Au total, en 1990, 17 pays avaient commandé 72 000 missiles HOT, 762 systèmes de tir sur véhicule et 716 systèmes de tir montés sur hélicoptères.

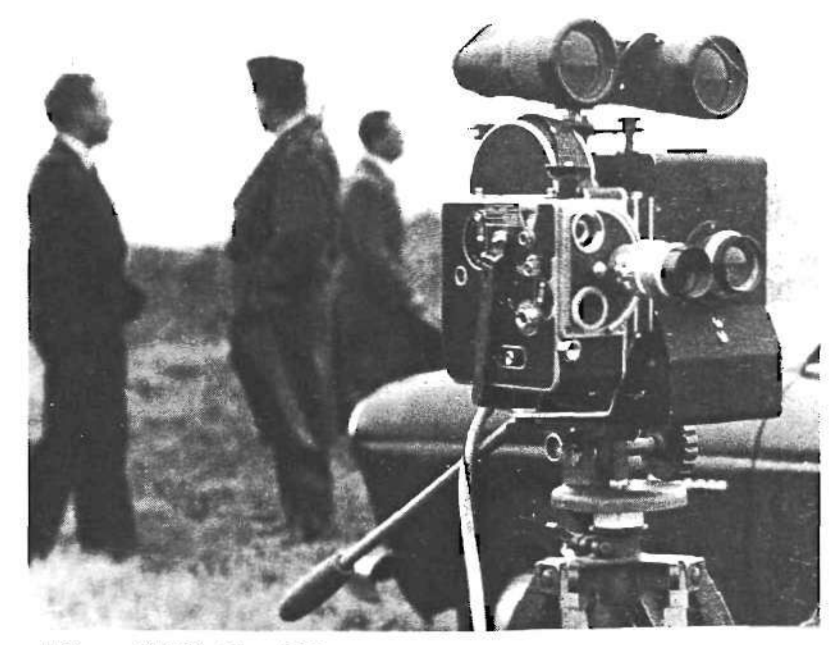
2.2 - Caractéristiques techniques

2.2.1 PROCEDE DE DETECTION AUTOMATIQUE DE LA POSITION DE L'ENGIN (GONIOMETRE INFRA-ROUGE)

Il est d'abord rappelé qu'il s'agissait d'automatiser un système d'arme en télécommande indirecte, dans lequel le guidage de l'engin vers le but est obtenu en le maintenant sur la droite reliant l'œil du tireur-pilote au point d'impact choisi sur la cible.

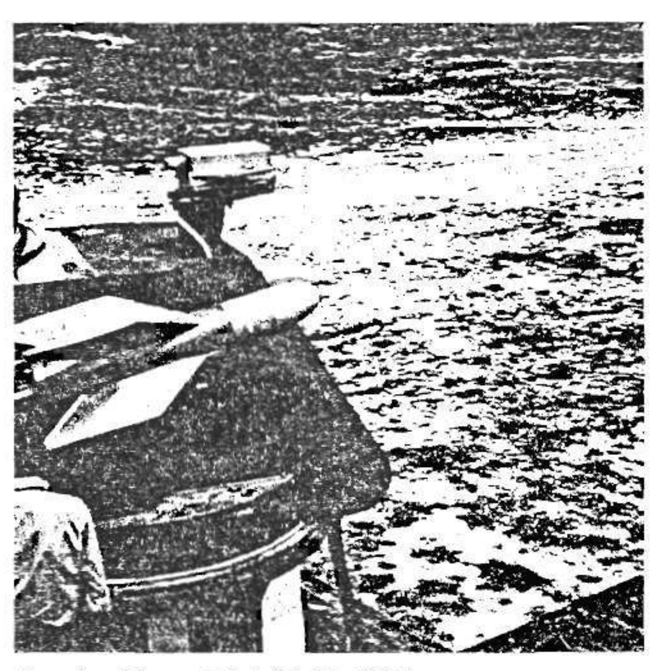
Il y est essentiel que la précision de la mesure de l'écart entre la direction de la visée et la position du missile soit supérieure à la précision d'impact demandée. Cette précision détermine la qualité du pilotage, donc du résultat final.

Premiers essais



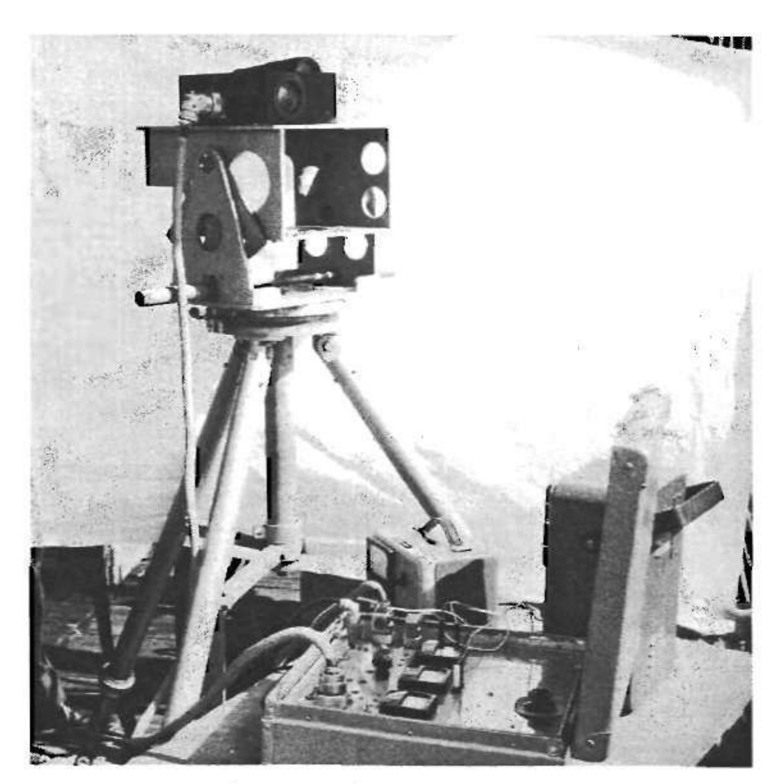
- Frileuse (1953): Signal I.R.
- Villaroche-Mailly (1954) Écartométries

Montage d'essais sur tourelleau Nord Aviation

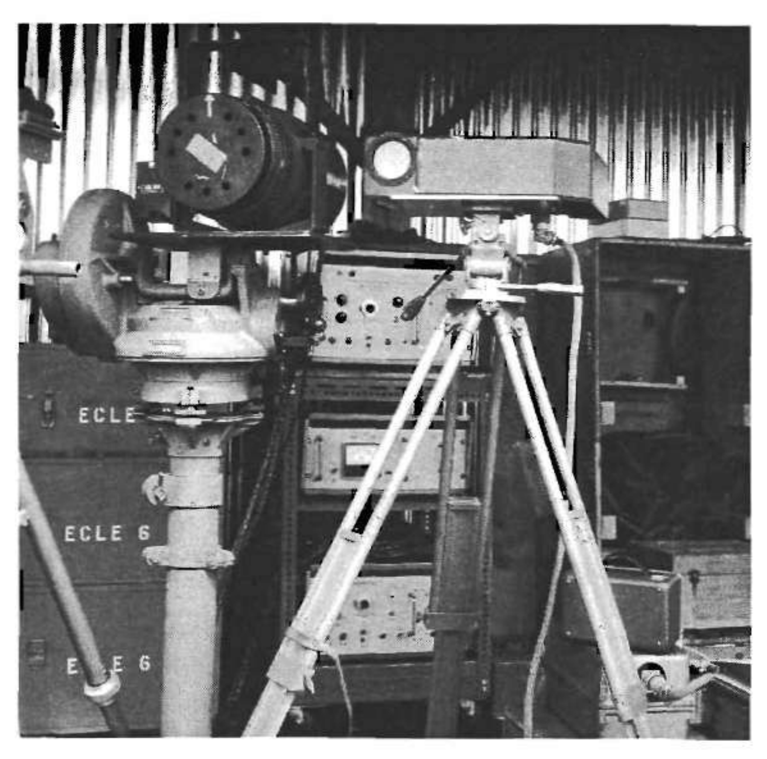


Premiers Tirs en T.C.A (Mailly 1961)

Maquettes de Gonios I.R. pour MILAN



Essais Gonio SAT à Bourges (1965)



Evaluation comparative SAT/ELTRO Bourges (1965)

Un tel système d'arme comprend essentiellement :

a - un missile portant à l'arrière un "traceur I.R." rayonnant un maximum d'intensité autour de 2 µm

b - un goniomètre récepteur I.R. dans la même bande

c - une lunette de pointage optique collimatée avec le goniomètre I.R.

d - un boîtier de télécommande élaborant les signaux électroniques de commande de pilotage et la transmission ad hoc vers le missile.

Le fonctionnement est le suivant :

Lorsque le missile s'éloigne de l'axe optique du goniomètre B (qui est confondu avec l'axe de visée de la lunette C), le goniomètre élabore une tension d'erreur Δv directement proportionnelle à l'écart angulaire $\Delta\alpha$ que fait le missile avec l'axe optique.

La tension d'erreur $\Delta \upsilon$ est transmise au coffret de télécommande D qui envoie, à l'aide du câble électrique de télécommande, les impulsions électriques des ordres nécessaires pour ramener le missile sur l'axe (c'est-à-dire pour annuler l'écart Δv).

Il s'agit d'un servo-mécanisme classique, dont la précision est telle que l'erreur à l'impact est de l'ordre d'une dizaine de centimètres à 2 000 m (MILAN) et 4 000 m (HOT).

2.2.2. LE GONIOMETRE I.R.

Pour extraire le signal du fond, on procède d'abord au codage des signaux par les moyens représentés sur la Planche 1 ci-après :

Un système optique à lentilles donne, dans son plan focal, l'image de la source I.R.

Dans ce même plan focal est disposé un écran circulaire E rayonné, composé de secteurs circulaires égaux entre eux, mais dont un sur deux est transparent.

Cet écran (ou grille) est centré sur l'axe optique.

Derrière l'écran E est placée une cellule photoélectrique délivrant un courant proportionnel au flux I.R. qu'elle reçoit.

Un dispositif de balayage circulaire B permet de donner à l'image réelle de la source I.R. (M1) une translation par rotation à vitesse constante telle que l'image se déplace selon un cercle de rayon R sur l'écran E (Pl.1).

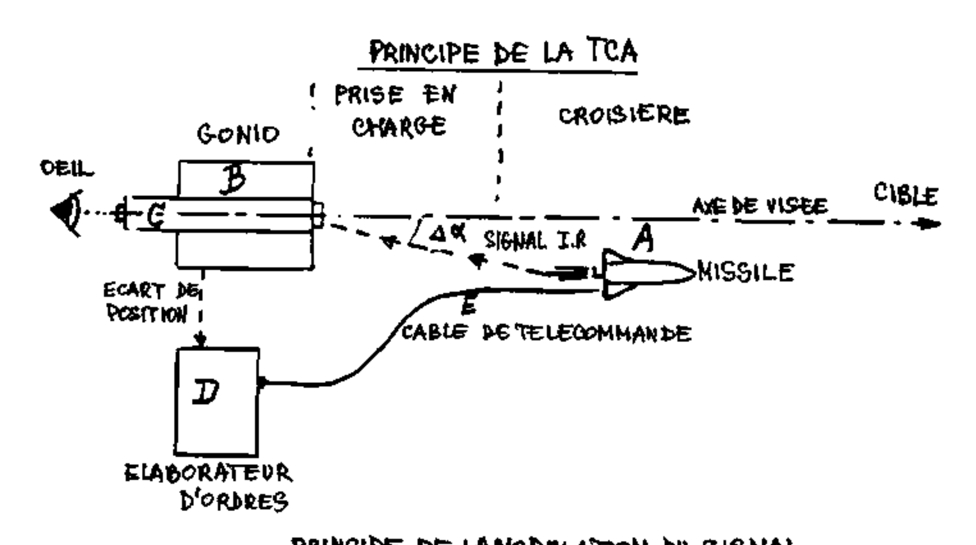
Dans ces conditions, un point à l'infini M, situé sur l'axe optique, voit son image M1 parcourir un cercle de rayon R et de centre O (O = centre de l'écran rayonné) et un point M situé dans une direction faisant avec l'axe optique un angle $\Delta\alpha$ voit son image se déplacer sur un cercle de rayon R et de centre O' tel que :

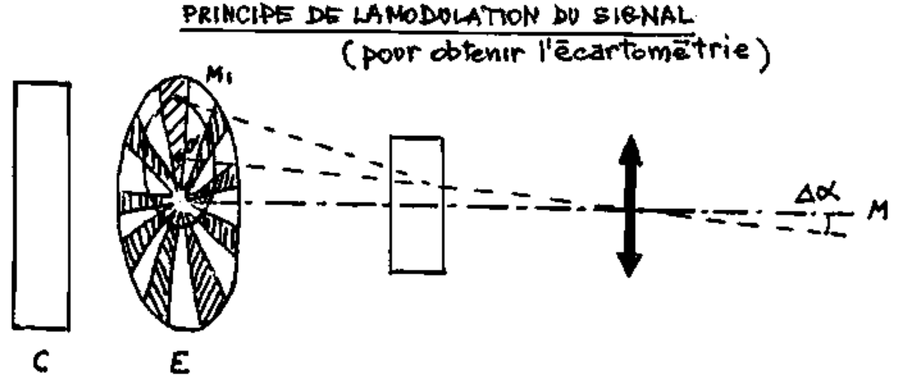
$O O' = F. \Delta\alpha$, F étant la focale de l'objectif

$O' M1 = R$

Dans ces conditions, la cellule C est placée derrière l'écran et reçoit un flux I.R. modulé qui donne naissance à un courant modulé qui sera amplifié par un ampli à bas niveau d'entrée.

Il apparaît que, lorsque la source I.R. (M) est sur l'axe optique, le cercle de balayage Γ est centré sur la grille et que la vitesse de balayage étant constante, la fréquence du signal recueilli ne peut être que constante.





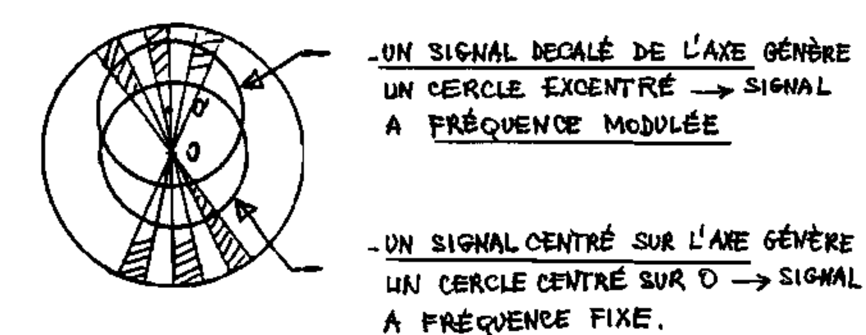


Planche 1

Par contre, lorsque le point M fait avec l'axe optique un écart $\Delta\alpha$, le centre de balayage Γ est déplacé en O'.

Le point M_1 se déplaçant à vitesse constante, il traversera, en un temps Δt donné, plus de barreaux de grille lorsqu'il passera près du centre que lorsqu'il en sera éloigné.

Il y a donc une variation de fréquence. Cette variation est cyclique. On voit aisément que le maximum et le minimum de fréquence sont alignés sur le vecteur O O' (cf. Planches 2 et 3).

Si on dispose de repères fixes liés à l'écran E (et au bâti du goniomètre), il sera facile de connaître la direction de l'écart :

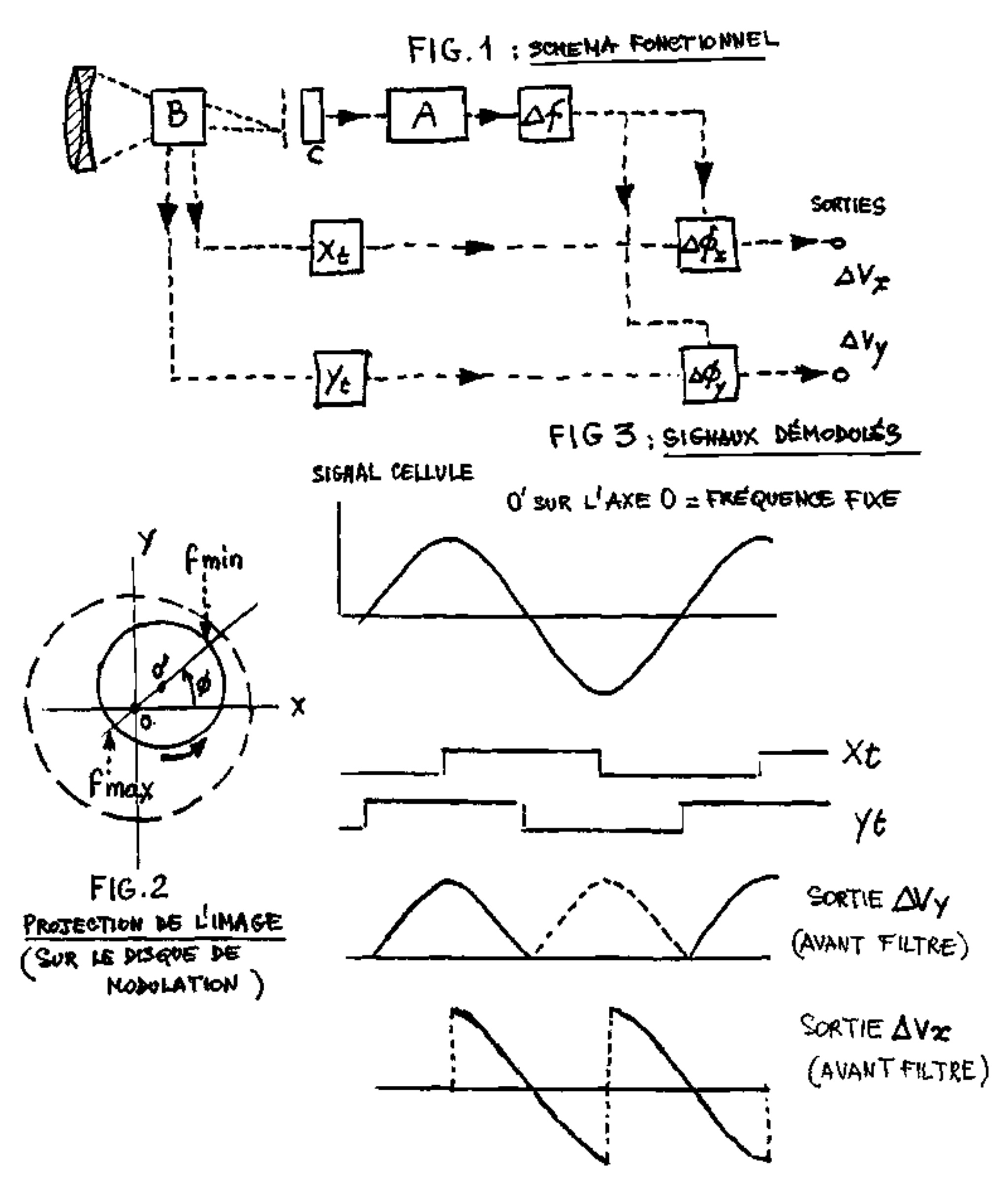


Planche 2

Par exemple HAUT-BAS, DROITE-GAUCHE sont des repères qui nous seront donnés par le système de balayage B. On obtiendra, par projection sur ces deux axes, les coordonnées cartésiennes du vecteur écart.

Schéma fonctionnel (Pl. 2)

On trouve dans ce schéma :

- la voie SIGNAL comprenant le système I.R. de concentration (objectif), le système de balayage B, l'écran modulateur E, la cellule photoélectrique C, l'amplificateur de signal A et le discriminateur de fréquence Δf

- la voie REFERENCE dont les signaux X_τ et Y_τ sont issus du système de balayage

- la voie COMPARATEUR DE PHASE $\Delta\varnothing_x$ et $\Delta\varnothing_y$ qui délivre les signaux de sortie Δv_x et Δv_y

Le signal codé par le modulateur est reçu par la cellule et amplifié en À.

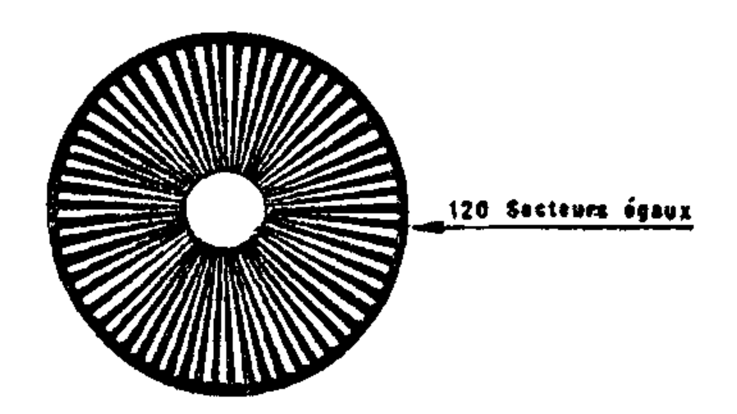
Le discriminateur de fréquence délivre un signal sinusoïdal de fréquence N dont l'amplitude est proportionnelle au module de l'écart

$e = F \cdot \Delta\alpha$ (voir Pl. 4)

Les signaux de référence se présentent sous la forme de créneaux de fréquence N décalés de 90°. Ces créneaux X_t et Y_t sont respectivement liés aux axes "HORIZONTAL" et "VERTICAL".

Par comparaison de phase avec le signal précédent, on obtient deux tensions Δv_x et Δv_y qui représentent les deux composantes de l'écart e respectivement sur l'axe horizontal et sur l'axe vertical (coordonnées cartésiennes)





Champ couvert par un modulateur dans son déplacement

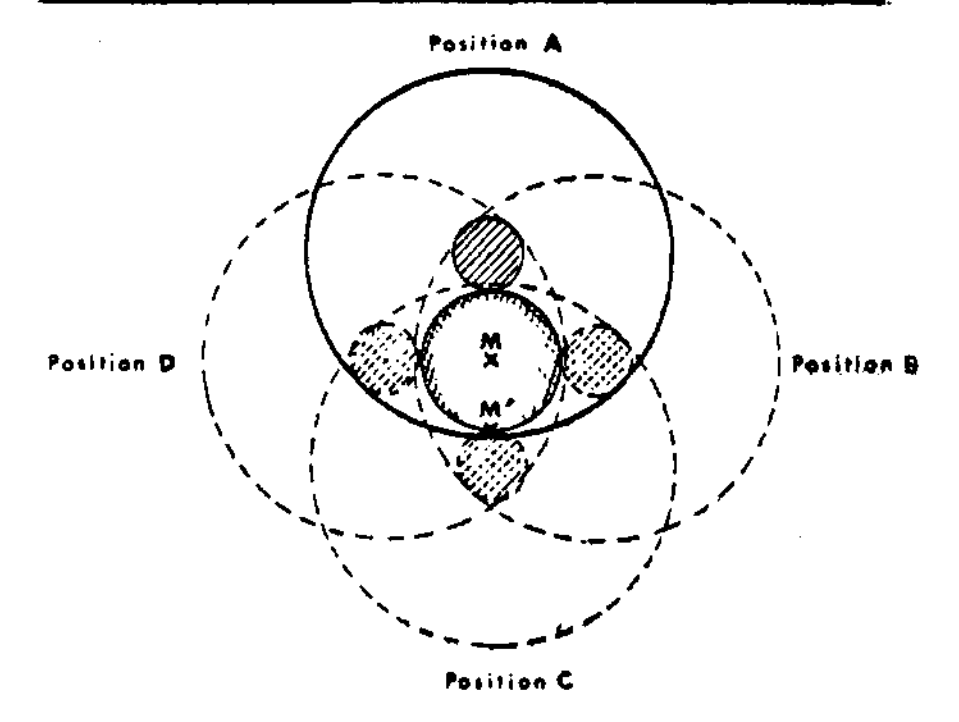
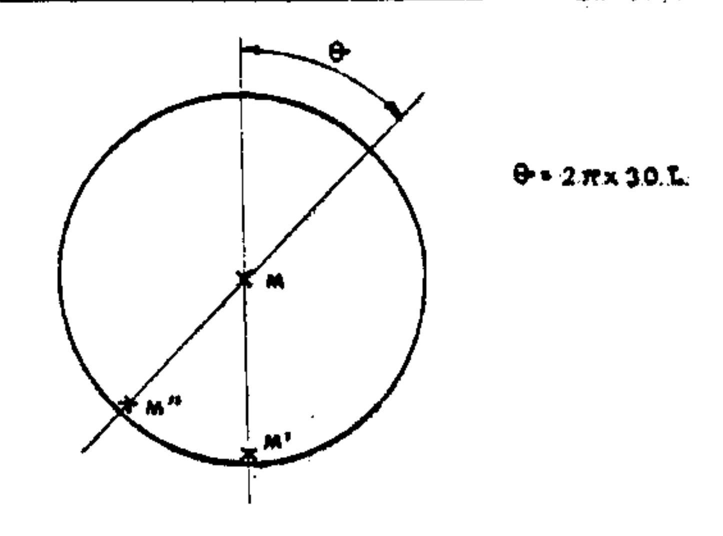
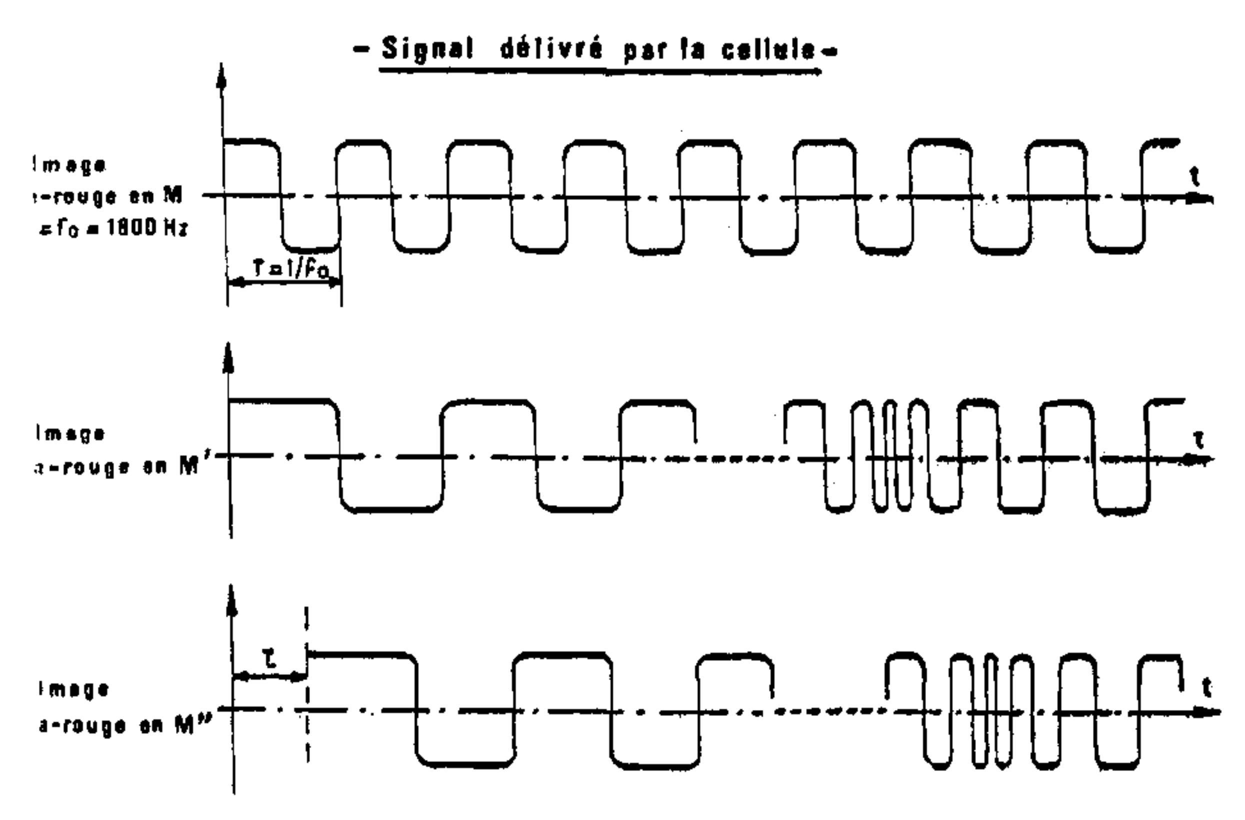


Planche 3

Trois positions de l'image infra-rouge dans le champ optique

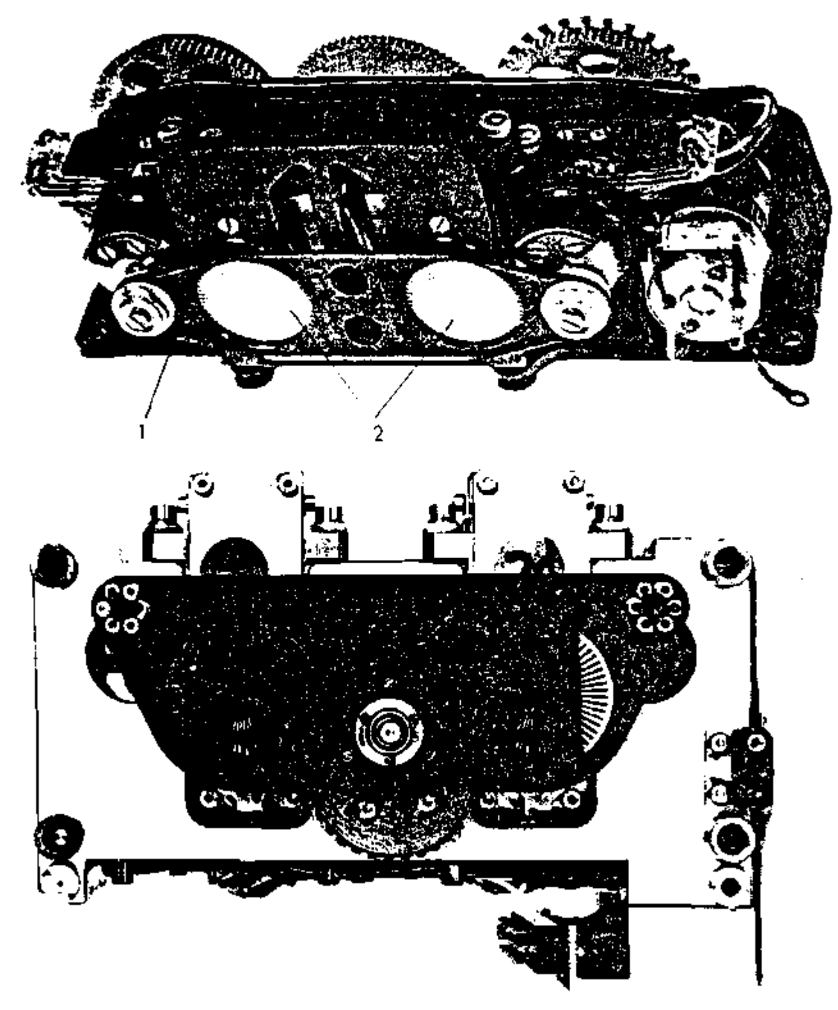


- Signal délivré par la cellule -



ALLURE du SIGNAL ELECTRIQUE SELON la POSITION de la SOURCE INFRA-ROUGE

Planche 4



VUES DU BLOC ANALYSEUR

Planche 5

2.2.2. FICHES TECHNIQUES DES ENGINS SS 11 B, MILAN ET HOT. (CONTRAINTES OPERATIONNELLES SPECIFIQUES AU GUIDAGE AUTOMATIQUE)

Il ne sera fait état que des contraintes et des servitudes spécifiques au système d'arme, sous-entendant que celles relatives à tout équipement militaire utilisé au combat sur le terrain sont respectées.

2.2.2.1. Sol-sol sur char (SS 11 B)

Cette version d'engin antichar à télécommande automatique infra-rouge a été montée en série sur les chars français AMX 13.

La tourelle, pointable en gisement et en élévation, porte le système de visée du tireur et l'arme (canon et missiles SS 11 B). Le goniomètre I.R. est collimaté avec la lunette de tir et est fixé à l'extérieur de la tourelle, entre les missiles.

1 - L'analyse du champ de détection infra-rouge se faisant par translation circulaire d'une grille de modulation, le moteur d'entraînement et les mécanismes associés doivent fonctionner aux températures extrêmes. En dessous de - 20°, beaucoup de lubrifiants voient leur viscosité s'accroître jusqu'à immobiliser les organes en mouvement. Les huiles silicones et leurs dérivés étant insuffisantes pour répondre aux exigences, il a été nécessaire, étant donné la stabilité de rotation requise, de supprimer toute trace de matière grasse et d'avoir

des surfaces de frottement et de roulement ultra-propres. Cette solution permet en outre un stockage prolongé sans risque de gommage.

2 - L'exploitation des signaux d'écartométrie par les circuits d'élaboration d'ordres de télécommande à l'engin nécessite que l'écartométrie soit exempte de bruits.

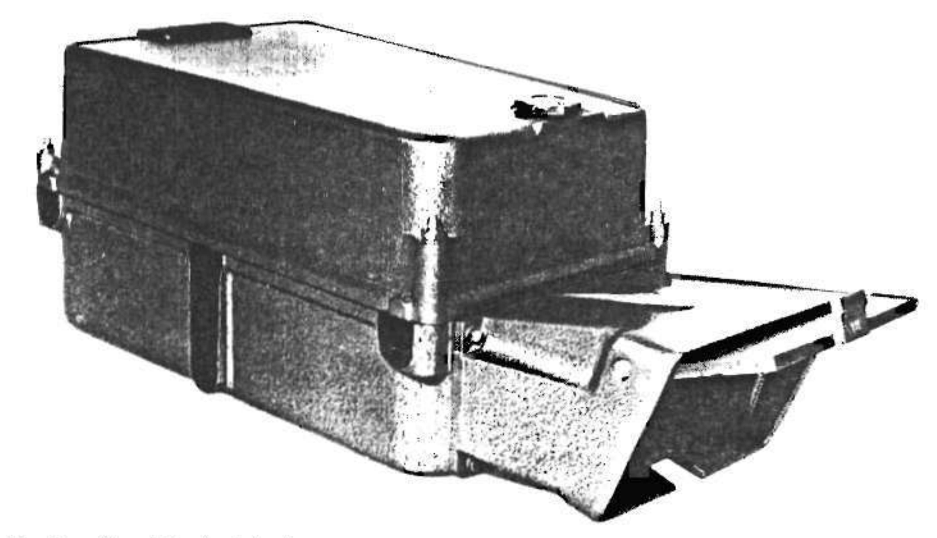
Les circuits électroniques ont fait l'objet d'études particulières de façon à obtenir une linéarité à très faible distorsion dans les deux axes X et Y.



Premier montage du systéme T.C.A. : AMX 13 et SS 11 (1961)



AMX 13 - T.C.A. / SS 11 B1 : Tir à Mailly (1962)



Goniomètre I.R. double champ.

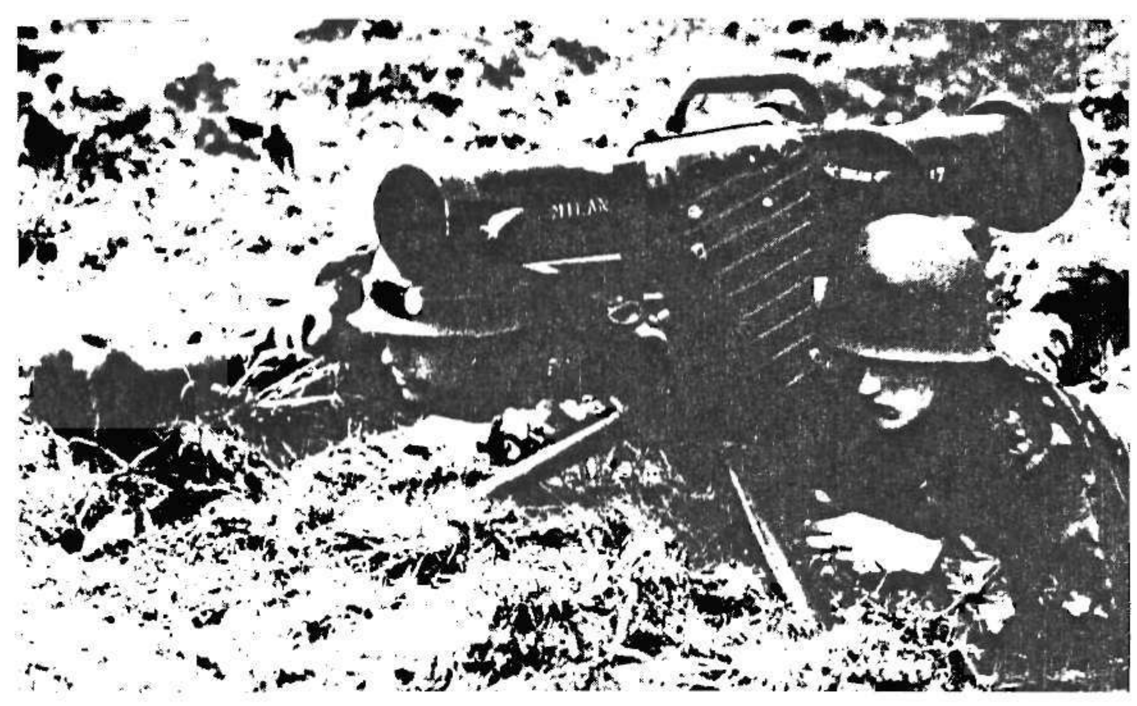
3 - La nécessité de disposer de champs infra-rouge relativement larges, afin d'être certain de conserver le missile à l'intérieur, particulièrement dans la phase d'acquisition (prise en charge), se traduit par un accroissement du bruit thermique parasite du paysage inclus, réduisant la portée du système.

Afin de pallier à cet inconvénient, il a été conçu des filtres infra-rouge spatiaux dont la luminosité est maximum au centre et minimum à la périphérie, suivant une loi de variation tenant compte de l'éloignement de l'engin.

2.2.2.2. Sol-sol infanterie léger (MILAN).

Ce système d'arme a été conçu pour être utilisé par un fantassin seul, secondé éventuellement par un aide portant des munitions supplémentaires.

Le poste de tir complet pèse environ 11 Kg. C'est aussi le poids de la munition (missile dans son tube).



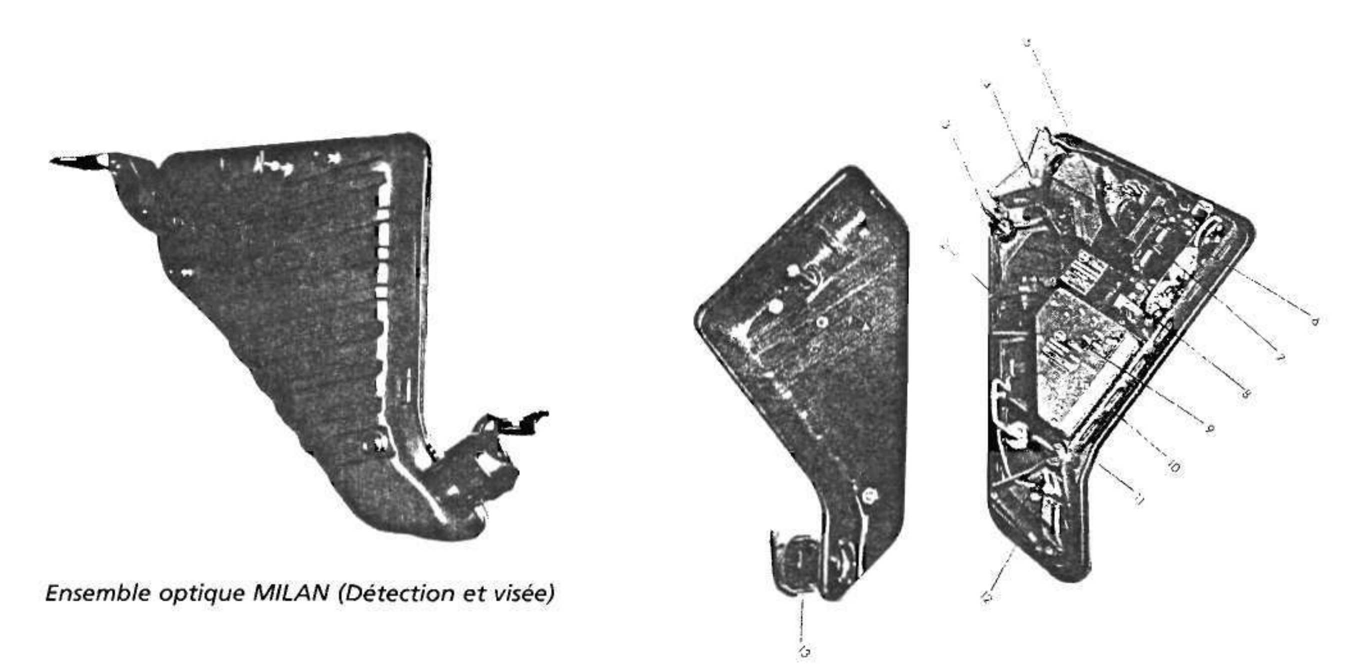
Ensemble arme MILAN

C'est le système qui a demandé le plus d'études et d'ingéniosité pour le rendre opérationnel.

Outre les impératifs liés au procédé de télécommande automatique, déjà rencontrés à l'occasion du développement de l'engin SS 11 B, il faut signaler les points remarquables suivants :

1 - Le fantassin doit pouvoir tirer et pointer l'engin sur son objectif en demeurant dissimulé. Une visée périscopique était alors nécessaire. La pupille d'entrée est donc située environ 30 cm plus haut que l'oculaire de visée, permettant à la tête du tireur de se protéger. La détection I.R. du missile s'effectue à travers la même pupille d'entrée.

2 - L'alimentation électrique étant fournie uniquement depuis le tube de lancement dans lequel est le missile, le poste de tir ne dispose d'aucune source d'énergie avant la mise



Ensemble optique MILAN (Détection et visée)

Vue interne du bloc optique MILAN (SAT - ELTRO)

à feu. En conséquence, l'ensemble de la chaîne de guidage doit être capable de fournir des ordres corrects quelques dixièmes de seconde après avoir été alimentée, et ce quelles que soient les conditions climatiques.

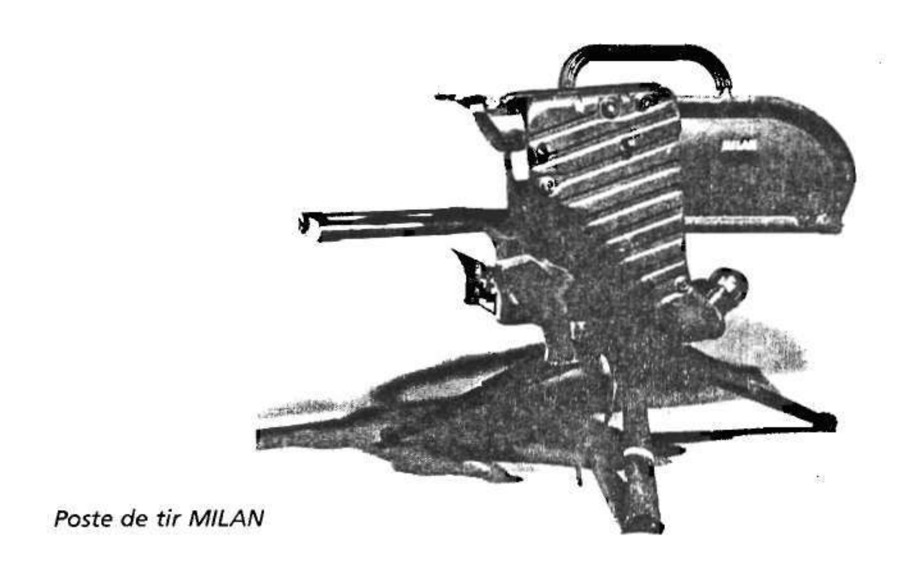
C'est une des contraintes opérationnelles les plus sévères. Il a été nécessaire de concevoir des mécanismes à très faible inertie et des circuits électriques à haute stabilité, même après un long stockage. En particulier, les problèmes liés à la lubrification, aux contacts électriques glissants et aux condensateurs électrolytiques ont dû être résolus.

3 - Le pointage sur une cible défilante, par un homme couché, pose un problème de cinématique complexe. Le trépied orientable court, supportant l'ensemble du poste de tir, chargé avant tir du poids de la munition, doit permettre de déplacer la visée d'une façon progressive et sans à-coups.

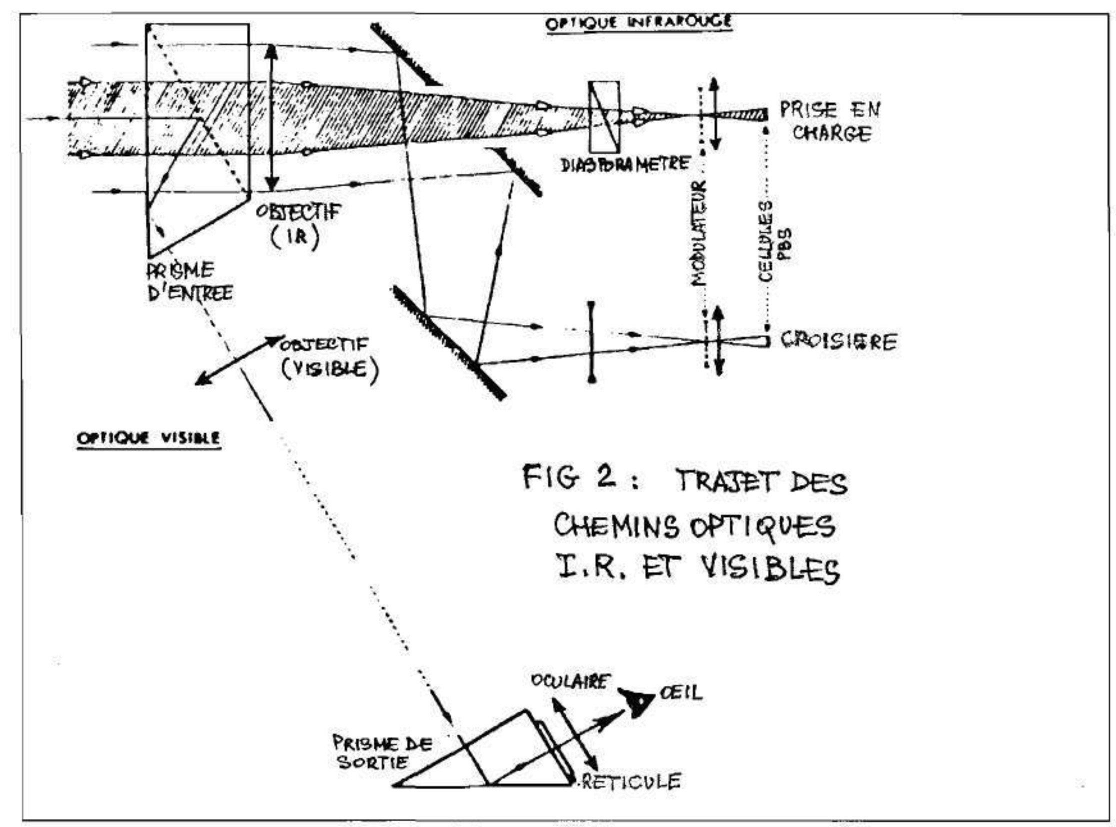
Il ne faut pas oublier qu'il s'agit de pointer un mobile avec une précision de l'ordre de 10 cm à 1 000 mètres, en déplaçant une masse variant de 20 à 10 Kg, au moment du départ du missile.

Des astuces de mécanique (particulièrement des glissements secs multiples) ont permis de réaliser un système pratiquement sans viscosité ni seuil, quelles que soient les conditions

ambiantes. La luminosité et la qualité des corrections des aberrations sphériques et chromatiques du système de visée optique ont été obtenues par des usinages et des traitements anti-reflets spéciaux, permettant une haute résolution de l'image et le fonctionnement sous un très faible éclairement de la cible..



Poste de tir MILAN



Trajet des chemins optiques I.R. et visibles

4 - Le tir crépusculaire a été facilité par l'emploi de traceurs de localisation, portés par l'engin, dont le spectre d'émission a été réduit dans le spectre visible et accru dans le spectre infra-rouge utilisé pour la détection goniométrique. Cela a fait l'objet de délicates mises au point pyrotechniques et a permis d'éviter l'éblouissement du tireur.

5 - La légèreté associée à la rigidité mécanique indispensables de l'ensemble des chaînes

optiques de visée et localisation infra-rouge intégrées ont été obtenues par l'emploi d'alliages légers nervurés et d'une embase cloisonnée fixée élastiquement. Les déformations mécaniques provoquées par les conditions climatiques, ou par l'environnement, ont été pratiquement annulées. Des tentatives d'emploi de matériaux plastiques composites n'ont pas résisté à l'ensemble des conditions d'utilisation (en particulier au stockage, les rongeurs s'en sont montrés friands).



Exemple d'instalation HOT (U.T.M.800)

2.2.2.3 Equipements pour le HOT/véhicules.

Ce système d'arme a été conçu pour être monté sur un véhicule blindé spécialisé, ou sur un char, ou sur un hélicoptère.

Il est caractérisé par une plus grande portée que le SS 11 B, et par une vitesse accrue au maximum, compatible avec le déroulement des fils de transmission de signaux électriques de guidage.

Utilisant le procédé de guidage en télécommande automatique infra-rouge employé sur les SS 11 B et MILAN, les contraintes spécifiques sont liées principalement à sa portée plus grande et à son intégration dans des véhicules divers.

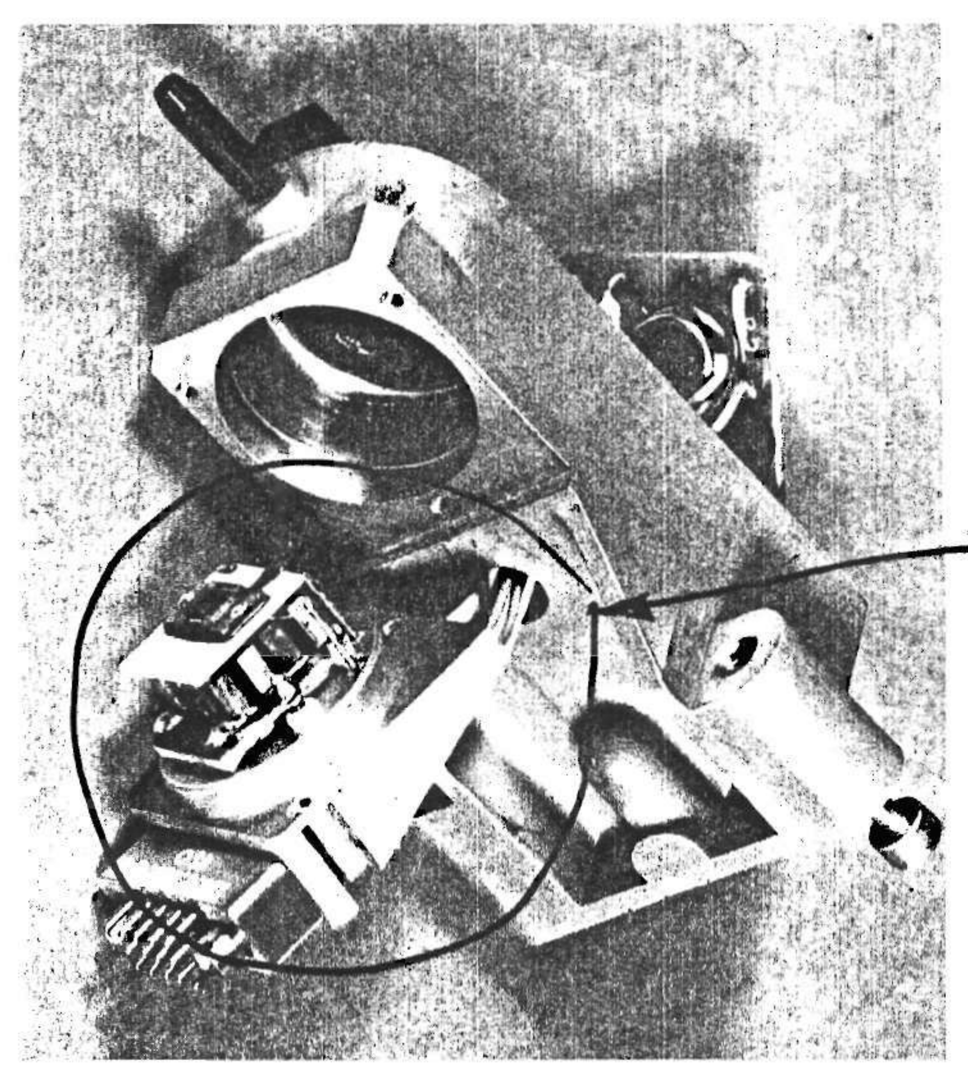
L'accroissement de la portée du système de localisation infra-rouge a été obtenu en augmentant le signal reçu et en réduisant le niveau des bruits parasites.

Le détecteur infra-rouge au sulfure de plomb (PbS) est, pour cette application, refroidi par effet Peltier électrocryogénique. Son bruit thermique interne étant réduit, sa détectivité en est accrue d'au moins une puissance de dix.

La portée maximum de 4 000 mètres conduit à avoir une optique de détection I.R. de champ plus étroit, réduisant considérablement le champ parasite perturbateur (la raideur de trajectoire du missile au départ permet cette réduction de champ).

La quantité d'énergie détectée en I.R. est aussi accrue par une notable augmentation de la surface de la pupille d'entrée possible, étant donnée la latitude de poids et de volume sur un véhicule.

En outre, on a développé et utilisé des filtres infra-rouge interférentiels à flancs raides, qui ont limité l'influence des éclairements extérieurs parasites.



ELECTRONIQUE POUR EFFET PELTIER

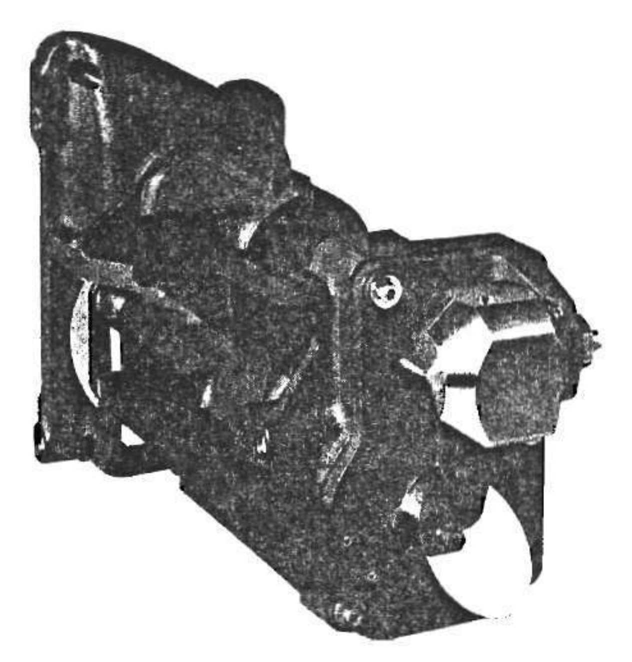
Cellule PBS refroidie.

Le problème de l'intégration de la télécommande automatique dans un véhicule terrestre a été surtout lié à l'adaptation au système de visée.

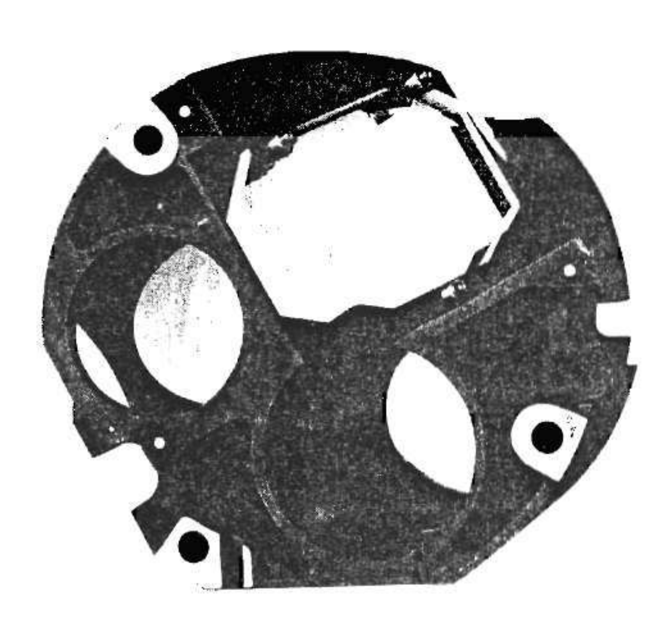
Ces adaptations ont été relativement facilitées initialement par le fait qu'il a été admis que les tirs s'effectueraient "véhicules arrêtés". La mise en place a été chaque fois résolue, en particulier en dissociant les voies ou en leur faisant parcourir des canaux optiques communs (tel que dans les systèmes périscopiques développés pour l'Armée allemande avec le montage sur SPZ Neu).

Il a été possible, par exemple, de mettre dans le même tube périscopique une voie de visée optique visible, une voie de visée nocturne par amplification d'image et les deux voies infra-rouge entre 2 et 3 µm. L'ensemble des faisceaux parallèles étaient orientés par un miroir mobile commandé par le tireur. Par la suite, l'intérêt de pouvoir monter le HOT sur

Composantes du gonio HOT.



Optique catadioptrique double champ.



Lames séparatrices interférentielles triples.

des véhicules terrestres plus divers, plus légers (par exemple unités motorisées, blindés légers montés sur pneus basse pression) a conduit à développer des lunettes à miroirs stabilisés par gyromètres, pour rendre l'utilisation du HOT indépendante des mouvements de ces véhicules tireurs.

2.2.2.4. MONTAGE DU HOT SUR HELICOPTERE.

Le système infra-rouge utilise les mêmes améliorations que dans la version pour véhicule terrestre, afin d'assurer la télécommande à la portée maximum.

Deux contraintes supplémentaires apparaissent :

1 - le champ de prise en charge doit être augmenté

2 - la visée doit être stabilisée en fonction des mouvements du véhicule aérien.

L'augmentation du champ I.R. de prise en charge est nécessitée par l'éventualité d'une



Installation HOT sur Hélicoptére (Gazelle)

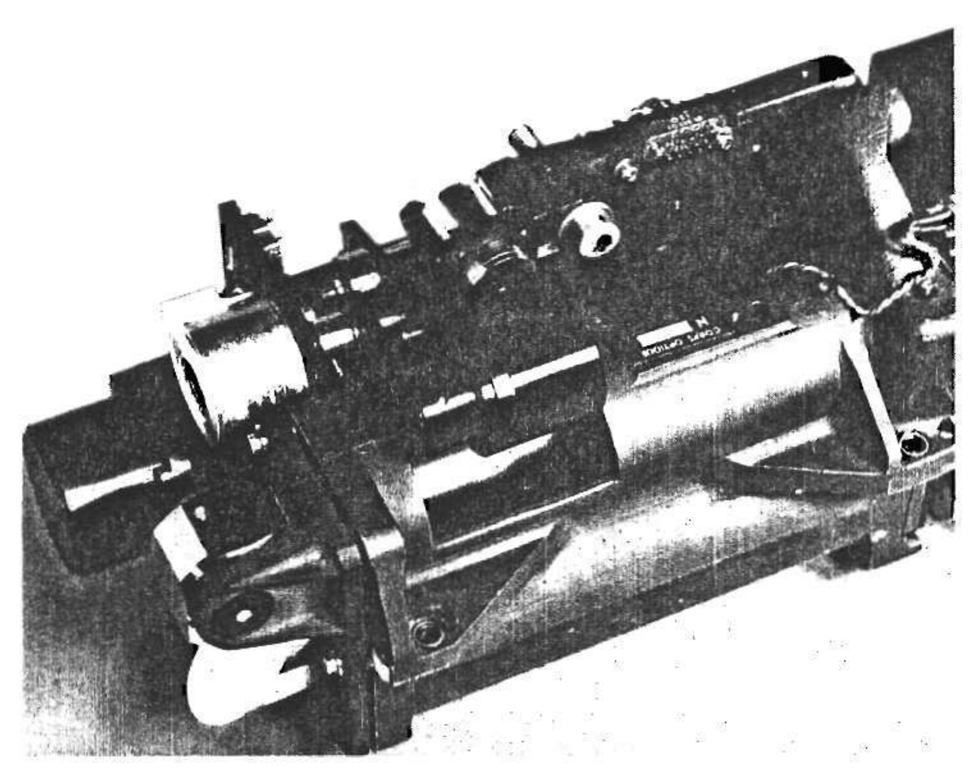
dispersion plus grande de la trajectoire au départ de l'engin, provoquée par les évolutions de l'hélicoptère au moment du lancement.

Le système optique I.R. a donc été, pour cette application, muni d'un dispositif éclipsable sur le champ large, comportant des lentilles accroissant le champ temporairement jusqu'au moment de la prise en charge, l'engin n'étant alors éloigné que d'une centaine de mètres et le rapport signal traceur / bruit ambiant étant élevé.

Le tireur est situé à côté du pilote. Il dispose d'un viseur binoculaire, dans le spectre visible, périscopique, stabilisé. Le pointage de la croisée du collimateur sur la cible se fait par pilotage en vitesse d'un miroir à stabilisation gyrométrique. Celui-ci assure la stabilité de la visée et de la direction de détection infra-rouge simultanément, en filtrant les vibrations et les mouvements propres de l'hélicoptère.

Tous ces systèmes utilisent des lames séparatrices dichroïques interférentielles pour séparer les canaux visibles et I.R., chaque fois qu'ils utilisent une voie commune.

La nécessité de poursuivre le combat dans l'obscurité a conduit à adjoindre un système d'imagerie passive en infra-rouge lointain, utilisant le rayonnement thermique sans aucu-



Optique catadioptrique 3 champs (Barillet éclipsable)

ne sorte d'éclairement extérieur (F.L.I.R.).

C'est le système modulaire thermique (SMT) qui est prévu sur les hélicoptères du type Gazelle/HOT.

Fonctionnant dans la région spectrale comprise entre 8 et 12 microns, il possède deux champs, l'un de 6 sur 9 degrés et l'autre de 2 sur 3 degrés environ.

Il est conçu pour distinguer et identifier les cibles adverses au-delà de la partie du missile et permettre la conduite du tir par nuit totale, ainsi que la navigation de l'hélicoptère.

CHAPITRE 3 :
LES PROPULSEURS A POUDRE POUR PETITS MISSILES ANTICHARS

Problèmes généraux liés plus spécialement à la pyrotechnie.

L'évolution très importante des techniques de conception et d'obtention des poudres propulsives pouvant être utilisées dans les fusées à poudre, pour missile, a fait l'objet d'un ouvrage très complet de l'I.G.A. Toche (2 volumes : *Une histoire des poudres entre 1945 et 1975*).

Nous ne donnerons ici que la contribution des équipes de Châtillon pour utiliser, au fur et à mesure de leur disponibilité, et dans les meilleures conditions possibles, les propergols les mieux adaptés aux utilisations dans les propulseurs des petits missiles antichars, compte tenu de leurs spécificités.

A l'origine, vers 1945/1950, parce que les poudres propulsives disponibles (SD ordinaire) produisaient des gaz à des températures déjà élevées, de l'ordre de 2500° K, les premières réalisations de propulseurs à poudre d'après-guerre, en France, s'étaient orientées tout naturellement vers des chambres de combustion en acier, cela pour les caractéristiques mécaniques et le point de fusion relativement élevé de ce matériau. Cependant, il est apparu très tôt que, vu les durées de combustion brèves, vu les conditions de transmission de la chaleur des gaz aux parois des chambres de combustion, rencontrées dans les petits propulseurs d'engins antichars, l'utilisation sans protection thermique d'alliage d'aluminium pouvait très bien convenir. Les avantages en étaient substantiels du point de vue, notamment, de la légèreté, des facilités de fabrication, forgeage, matriçage, usinage, protection contre la corrosion, etc., de sorte que les projets de propulseurs pour SS 10, par exemple, ont tout de suite été fondés sur des pièces mécaniques en duralumin. Le cas du propulseur de croisière, de durée plus longue (une dizaine de secondes) était, lui aussi, soluble, par le fait que la combustion "en cigarette" du bloc de poudre SD exigeait une inhibition de sa surface latérale et du fond avant, inhibition qui protégeait très suffisamment les parois de cette chambre.

Mais les conditions d'échange de chaleur sont beaucoup plus sévères dans les tuyères. Le calcul montre que les flux de chaleur sont maximaux au col, et là, on a constaté bien vite que les alliages d'aluminium ne pouvaient convenir. L'érosion par fusion au col, même avec les poudres SD de l'époque (relativement froides), se produisait instantanément. La disponibilité immédiate de matériaux capables de tenir les conditions de transmission des flux de chaleur au col, en régime permanent, était quasi impensable. L'ONERA, consulté, proposa un programme d'étude de longue durée, mais le développement du SS 10 ne pouvait attendre ces résultats.

Une étude plus fine de la situation montra, grâce d'ailleurs à l'expérience d'ingénieurs allemands (essentiellement, ici, le Professeur Saenger), qu'on devait pouvoir concevoir, pour des durées faibles (quelques dixièmes de seconde pour l'accélération ou une douzaine de secondes pour la croisière) des matériaux pouvant tenir par capacité thermique. Les calculs, fondés souvent sur les tables de caractéristiques des matériaux (du Hütte allemand), ont montré que, même au col, le fer, grâce à sa bonne conductibilité thermique, pouvait évacuer le flux de chaleur amené par les gaz, suffisamment vite pour que la température de surface reste inférieure à celle de fusion, du moins pendant un certain temps qui dépendait de la masse de métal offerte à cet échauffement. Il suffisait donc, pour les tubes de liaison reliant la chambre de combustion à la tuyère, située à l'arrière du missile,

et surtout pour les cols eux-mêmes, de prévoir des épaisseurs de métal en conséquence. Il est intéressant d'ailleurs de noter que le fer, le plus doux possible, était le mieux placé pour cette application. Les aciers spéciaux, plus résistants et plus réfractaires, convenaient moins bien, parce que notablement moins bons conducteurs de la chaleur pour un point de fusion du même ordre que celui du fer pur. Pour le SS 10, dont le col de croisière n'était que de quelques millimètres de diamètre, la situation était particulièrement favorable, puisque la masse de fer entourant la circonférence du col croît, relativement, extrêmement rapidement.

Par la suite, du fait de l'apparition de poudres plus chaudes, permettant des performances de propulsion plus élevées, et de la nécessité d'assurer des durées de fonctionnement plus grandes, d'autres techniques de réalisation des chambres de combustion, et, surtout, des tubes de flammes et tuyères, ont dû être imaginées. Avec, notamment, des gains importants sur les encombrements, les poids, voire les prix. On peut citer l'apparition des cols de tuyères en graphite amorphe, l'apparition des protections thermiques en "durestos" inventées par les Britanniques, sous forme de mélanges amiante/résines phénoliques, que l'on peut mettre en forme par moulage, permettant de tapisser l'intérieur des chambres de combustion et tubes de flamme, pour les protéger du contact et de l'écoulement des gaz chauds. Ce sont ces solutions qui ont été retenues pour SS 11 - SS 12.

Plus tard, il a fallu encore s'adapter aux progrès des performances des propergols (poudre Epictète, poudre Epictète dopée, etc.), dont les températures de gaz de combustion étaient de l'ordre de 3000°K, et optimiser davantage les devis de poids des structures de propulseurs. Notamment au cours des développements MILAN, HOT et ROLAND, il est apparu que les protections en durestos ne pouvaient plus convenir. La technique des revêtements protecteurs a dû évoluer considérablement. L'amiante a été remplacée par des tissus mieux structurés, par exemple en fibres de silice ou en fibres de carbone, les résines d'enrobage ont été additionnées d'éléments chimiques réfractaires, ou même d'éléments (notamment des oxydes de métaux lourds) susceptibles de réactions chimiques favorables avec les gaz chauds, de combustion des poudres Epictète. On s'est inspiré également des travaux considérables réalisés, par ailleurs, pour les engins balistiques (boucliers de corps réentrée - carbone - carbone 3 D, etc.). On a cherché, par exemple, pour la conception de ces éléments de protection des tubes de flamme des MILAN, HOT, ROLAND, à réaliser des structures, armées de ces tissus de silice, se rapprochant au mieux de structures "ortho" réalisées, à grands frais, pour les corps de réentrée des armes nucléaires. "Ortho", c'est-à-dire présentant une disposition des tissus armatures, perpendiculaires à l'écoulement des gaz. Les conditions d'échauffement et d'érosion étaient, quand même, dans notre cas, moins sévères que dans les rentrées dans l'atmosphère. Par contre, les cadences de fabrication devaient être beaucoup plus élevées, et les prix beaucoup plus tirés... Le Département propulseur a pu mettre au point une technique originale, plus simple, consistant à réaliser une imprégnation convenable, par les résines, chargées comme indiqué plus haut, de pièces de tissus de silice, pour former, d'abord par enroulement sur un mandrin, une "chaussette", laquelle, introduite dans un outillage de moulage approprié, subissait, d'abord, une forte compression longitudinale, de sorte que la" chaussette" était mise en "accordéon" à peu près régulier, avant d'être soumise au cycle de polymérisation de la résine. L'armature, ainsi emprisonnée, reproduisait assez bien la structure recherchée, perpendiculaire à l'axe du tube, et tenait remarquablement bien à l'écoulement des gaz chauds.

Les outillages simples correspondants ont permis de tenir les cadences de fabrication, dans des conditions économiques tout à fait satisfaisantes. Ces techniques ont été mises au point, d'abord au stade prototype, dans les ateliers des Gâtines, sous la direction du département propulseurs de J.Laparre, avec, notamment, les initiatives de Monsieur Schefschick,

spécialiste de chimie. La transposition, à l'échelle des séries, a été réalisée à l'usine de Bourges, avec la mise en place de circuits robotisés et informatisés, pour tenir les cadences et les prix.

Les cols de tuyère ont dû résister aux conditions plus dures imposées par les poudres nouvelles (poudres au perchlorate pour certains accélérateurs, poudres Epictète dopées). Dans ces conditions, les grains de col de tuyère des propulseurs d'accélération ont été, le plus souvent, réalisés en carbone, ceux de croisière, de dimensions beaucoup plus faibles, en molybdène, pour les tuyères qui devaient porter des intercepteurs de jet (on verra, par ailleurs, le cheminement qui a conduit à l'adoption du molybdène pour les intercepteurs de jet).

Autre aspect des concepts propulseurs :

Pour les chambres de combustion elles-mêmes, d'autres paramètres d'optimisation pour chaque cas particulier ont pu être appliqués.

L'apparition d'aciers très résistants soudables (acier maragin par exemple) a permis, dans le cas de propulseurs de taille moyenne, de réaliser des chambres de combustion à parois très minces, compétitives en poids avec les alliages légers, l'avantage principal résidant, cette fois, pour un calibre extérieur donné, dans le fait de permettre un diamètre du chargement propulsif accru de plusieurs millimètres, d'où une capacité de performance propulsive nettement augmentée.

Autre exemple : la possibilité d'utiliser les enroulements filamentaires sur mandrins, ou même directement sur le chargement de poudre, avec interposition au préalable d'une "coquille" de protection contre les flux thermiques locaux, la structure filamentaire n'assurant que la résistance mécanique de la chambre.

Ce fut le cas du générateur de gaz du MILAN (voir description de cette technique qui fut, pour le MILAN, particulièrement automatisée pour tenir des cadences de fabrication de plusieurs milliers de propulseurs par mois, et ce dans des conditions économiques remarquables).

Finalement, l'éventail des solutions possibles a permis dans chaque cas d'étude nouvelle, la comparaison des diverses techniques envisageables pour les meilleurs compromis.

Dans un premier temps, et du fait des développements relativement indépendants des différentes techniques à mettre en œuvre dans la réalisation d'un missile antichar, le propulseur fut considéré comme un sous-ensemble séparé. SS 10, par exemple, avait une structure "missile" propre, dans laquelle venait se fixer un propulseur étudié et mis au point "par ailleurs".

Par la suite, on s'est rendu compte que le propulseur constitue un élément structural très important, sur lequel les autres accessoires peuvent être rapportés, tels que voilures, supports divers, attaches au lance-missile, etc., en économisant ainsi une grande partie de structures. Dès les avant-projets, le SS 11, puis les MILAN, HOT, ROLAND, ont adopté ce concept, d'autant mieux que plusieurs fonctions importantes annexes ont pu être imaginées à partir du propulseur lui-même. Par exemple, des fonctions de levée de sécurités, armement de la charge militaire - déclenchement par prélèvement de gaz sous pression, dans la chambre de combustion, pour des opérations annexes, programmées à partir du cycle du propulseur, etc.

Cette évolution des définitions a été conduite en parfaite harmonie avec les organismes étatiques de l'époque : DTAT - DAI - Direction des Poudres, etc. C'est ainsi, par exemple, que l'Arsenal de l'Aéronautique a pu disposer, à Satory, dans les années 1948-50, d'un stand de tir, et une équipe de Châtillon, les ingénieurs Maucherat - Guillot, a pu travailler à Satory, en bonne coordination avec les spécialistes de l'Ingénieur Principal Marchal, pour la mise

au point des premières fusées à poudre, du chariot de lancement du CT 10.

Pour la mise au point du propulseur SS 10, quelques ingénieurs et techniciens de Châtillon ont été détachés pendant plusieurs mois, et à plusieurs reprises, au Centre d'Etudes du Bouchet (R. Bardet, J.Guillot, notamment) et intégrés à l'équipe de l'ingénieur militaire Maire.

Les réunions de travail, également fréquentes, avaient lieu à la Poudrerie de Sevran, notamment à propos des problèmes de fonctionnement des propulseurs à poudre à basse température et à propos des graves ennuis relatifs aux ratés d'allumage - longs feux - éclatements suite à des défauts des chargements ou fautes de conception des installations internes à la chambre de combustion. Les contacts ont été également suivis avec la Poudrerie d'Angoulême, principalement avec les Ingénieurs en Chef Blandin et Abescat. Cette poudrerie a fourni la quasi totalité des chargements "Epictète" pour les missiles antichar de Châtillon.

Pour illustrer la bonne entente des équipes, citons, par exemple, le dépôt en commun du brevet du dispositif d'armement de la charge militaire du SS 11, brevet reconnu valable à l'étranger, notamment aux Etats-Unis.

Parmi les soucis importants rencontrés au début des mises au point de ces petits propulseurs à poudre pour engins tactiques, on peut rappeler les analyses, quelquefois longues et difficiles, qui ont dû être menées à terme, encore une fois, en parfaite coopération avec les Services étatiques.

- Problèmes d'allumages des propulseurs - cas des longs feux.

Pendant plusieurs années, la fiabilité des allumages des propulseurs SS 10 (et aussi CT 10) a causé d'importants problèmes, le plus souvent lors de la mauvaise saison. On se souvient des démonstrations ratées, quelquefois devant des visiteurs importants, où, à la mise à feu, le missile sortait de sa caisse de lancement, tombait à terre, et, après quelquefois plusieurs secondes, voire dizaines de secondes, se rallumait brusquement, soit explosait, soit partait dans une direction parfaitement imprévisible. D'abord, nous avons soupçonné une prise d'humidité à cœur de la poudre SD. Des analyses très poussées ont été menées à la Poudrerie de Sevran, sous la direction de l'Ingénieur Général Prévôt, de l'Ingénieur en Chef Barguiller, des ingénieurs Chosson, Abguilerm, Louiton. La conclusion générale fut négative : la prise d'humidité à cœur de la poudre SD, exposée aux pires conditions d'ambiance humide, est insignifiante. Le soupçon s'est porté alors sur la prise d'humidité possible de la charge d'allumage, qui était constituée essentiellement par de la poudre noire, qui est, elle, effectivement très hygroscopique. Des mesures rigoureuses ont été prises pour la conservation des poudres d'allumage en étuves à atmosphère contrôlée, et pour la confection de coupelles d'allumage étanches.

En observant, très finement, le comportement des blocs de poudre lors des cycles thermiques, on s'est aperçu que la poudre SD étant très mauvaise conductrice de la chaleur, il arrivait fréquemment qu'on observe, lors d'un réchauffement de l'ambiance, une condensation importante à la surface des blocs de poudre, en raison de l'hystérésis important, lors de l'échauffement par l'environnement. Cela pouvait donc expliquer, en grande partie, les difficultés d'allumage, quand les munitions avaient séjourné à basse température avant le tir. La charge d'allumage devait dans ce cas éliminer l'eau de condensation avant d'échauffer la poudre à allumer. Il a donc fallu climatiser les ateliers de chargement de propulseurs et veiller à leur herméticité, pour éviter toute rentrée ultérieure d'humidité. Ces exigences successives ont conduit, naturellement, à des investissements importants, d'abord en prototype, puis lors des mises en série.

Toutes ces considérations et précautions nouvelles nous ont amenés à ébaucher, en com-

plément, une théorie - assez empirique - sur le détail des phases d'allumage des blocs de poudre. On a vu (dans "une histoire des poudres") que la poudre noire était bien adaptée à l'allumage des propulseurs, puisqu'elle produit beaucoup de particules solides incandescentes et, relativement, peu de gaz. On a donc recherché comment augmenter le temps de séjour de ces produits d'allumage dans un propulseur. Ce temps de séjour est, bien sûr, fonction du volume libre initial, intérieur au propulseur et de la section du, ou des cols qui s'ouvrent à la mise en pression initiale. Ce paramètre volume libre/surface du col avait donc une importance primordiale, toutes choses égales, par ailleurs, pour obtenir l'échauffement suffisant de la surface de la poudre à allumer. L'examen systématique de ce paramètre a permis d'améliorer, très convenablement, la régularité des allumages, dans les différents propulseurs à poudre SD/allumage par poudre noire, des plus petits (gyroscope à poudre) aux plus gros.

Avec tous ces résultats et précautions, les retards d'allumage et longs feux ont disparu, quelles que soient les conditions climatiques, dans la limite des spécifications militaires.

Par la suite, ces premières considérations, à demi empiriques, ont été complétées par des travaux plus théoriques, qui ont conduit à la conception, par la SNPE, de produits d'allumage mieux adaptés que la poudre noire, par exemple des compositions genre aluminothermiques telles que pastilles MI9, facilitant grandement l'agencement interne aux propulseurs des dispositifs d'allumage fiables et permettant d'optimiser mieux les "coefficients de remplissage" (rapport du volume de poudre propulsive au volume total libre dans le propulseur vide), pour chaque type de propulseur à poudre à concevoir.

- Problèmes des fumées et lueurs d'échappement, signatures électromagnétique, infrarouge, optique.

Bien que, dès le départ, le choix des types de propergols aient été forcément orientés vers les poudres "sans fumée", c'est-à-dire SD puis Epictète, car la solution retenue était le pilotage du missile à vue, le problème des fumées est apparu dès que les premiers missiles antichar SS 10 - ENTAC ont eu un taux de fonctionnement correct acceptable. On a constaté, en effet, qu'en certaines circonstances, le tireur pouvait être considérablement gêné par les émissions de fumée en provenance du propulseur. L'accumulation de fumée arrivait à masquer la cible. On a donc été amené à demander au fournisseur de poudre des qualités de transparence aussi bonne que possible des gaz d'échappement.

Cette question s'est révélée extrêmement complexe en raison du nombre des paramètres susceptibles d'intervenir.

Citons, sans prétendre être exhaustif :

- Les conditions climatiques :

- température initiale de la poudre

- température - humidité extérieure - vent

Par temps calme, froid et humide, les fumées étaient en général plus abondantes.

- Agencement interne du propulseur :

- Constitution de l'allumage

- Protections thermiques internes au propulseur

- Inhibiteur du bloc de poudre

- Effets annexes des traceurs pyrotechniques.

- Paramètres internes à la composition de la poudre : pour tenir les spécifications de performances propulsives exigées par le cahier des charges, la poudre devait, pour chaque lot

de fabrication, ajuster certains paramètres en jouant sur les additifs (oxydes de fer, chromite de cuivre, sels alcalins, etc.) car, par exemple, la nitrocellulose, composante essentielle des poudres SD ou Epictète, n'a pas une définition chimique parfaitement reproductible et les propriétés peuvent varier notablement suivant l'origine du coton qui a servi à sa fabrication. Il faut reconnaître que pendant la période ici considérée, 1945-1975, cette question n'a pas été totalement résolue, malgré les efforts de chacun des protagonistes impliqués.

Par la suite d'ailleurs, d'autres soucis sont apparus, avec la mise en service des télécommandes automatiques, infrarouge et radio, notamment à cause des atténuations possibles de la transmission par suite des gaz chauds d'éjection et, cette fois, des cas de réinflammation au sortir de la tuyère.

Les technologies "poudre" impliquées dans la conception des premiers missiles antichars et les techniques "propulseur" de l'époque ont toutes été basées sur la réalisation de blocs de propergols chez les poudriers, la fabrication des structures de propulseurs et leur chargement chez les missiliers. C'était le concept des "blocs libres". La mise en place, le calage convenable des blocs de poudre, les concepts des allumeurs, le conditionnement convenable de l'ensemble propulseur étaient du ressort des missiliers dans leurs propres ateliers.

Comme on l'a vu, dès le SS 11, le propulseur constituant l'ossature générale, l'assemblage final du missile et la présentation des lots aux commissions officielles de recette des clients étatiques étaient du ressort des missiliers. Il en résultait toute l'organisation de la cascade des responsabilités.

Les blocs de poudre étaient donc lotis et réceptionnés sous la responsabilité des missiliers, suivant un cahier des charges rigoureux, comprenant des épreuves de recette avec épreuves climatiques et mécaniques, et ce en vue de dégager la responsabilité de la SNPE pour la suite.

Au final le missilier devait présenter aux clients étatiques les missiles sous forme de lots homogènes, qui étaient soumis à des clauses de recette incluant des épreuves climatiques et mécaniques convenues, et se terminant par des tirs réels dans des conditions choisies par la commission officielle de recette.

Des barèmes très élaborés ont été progressivement mis au point, fondés sur des codifications reconnues de défauts plus ou moins importants et sur des calculs de probabilité donnant une bonne idée de la qualité du lot présenté. En cas de refus du lot, des règles également très strictes permettaient d'autoriser des remaniements, en vue d'une nouvelle présentation en recette, ou exigeaient la mise à la casse du lot entier.

On conçoit que toutes ces modalités entraînaient pour les missiliers des cycles complexes pour chacun des sous-ensembles important dont surtout : les charges militaires, les propulseurs, le gyro à poudre, etc.

Les éléments faisant appel à la pyrotechnie étaient, bien sûr, les plus sensibles et de plus, nécessitaient de gros moyens de stockage spécialisés. Par exemple, au moment des cadences maximales de production SS 11 ou MILAN, la préparation de lots homogènes de plusieurs milliers de blocs de poudre qu'il fallait stocker en amont, puis de ces mêmes quantités sous forme de propulseurs constitués, lesquels ne pouvaient être intégrés dans les chaînes d'assemblage final des missiles qu'après avoir été recettés "bons" au regard de nos propres règles de qualité que nous imposions pour ce sous-ensemble.

Enfin, les missiles complets, dans leur emballage opérationnel, devaient être stockés en attente des épreuves de recette officielle, comme indiqué plus haut, avec le risque d'avoir à procéder à des démontages et remaniements en cas d'ennuis de recette.

Il faut remarquer que ces méthodes systématiques d'évaluation de la qualité des sous-

ensembles ont été finalement payantes. On a pu constater, à la longue, que ces lots de missiles assemblés à partir de sous-ensembles reconnus de qualité suffisante au stade "sous-ensemble" passaient systématiquement les recettes finales. Quelques cas de sous-ensembles, trop "tangents" en qualité, qui ont été risqués à l'assemblage final, ont conduit quasi systématiquement au refus à la recette d'ensemble et ont coûté beaucoup plus cher à cause des remaniements nécessaires.

CHAPITRE 4 :
INTERCEPTEURS AÉRODYNAMIQUES ET INTERCEPTEURS DE JET

4. 1. Choix des intercepteurs aérodynamiques comme gouvernes et de la télécommande à fils pour le SS 10

Ce sont des héritages de la technique allemande (X 4).

Intercepteurs aérodynamiques.

Le principe de fonctionnement d'une gouverne à intercepteur aérodynamique est le suivant :

En une position convenable d'un profil de la voilure et sur une partie seulement de l'envergure, on introduit, perpendiculairement, une arrête perturbatrice, qui fait décoller l'écoulement. Cela modifie la portance et provoque un effet de gouverne. Parmi les propriétés intéressantes de ce procédé, on remarque que la manœuvre de l'intercepteur nécessite une puissance très faible et que son inertie est négligeable. Par ailleurs, les essais en soufflerie ont montré que l'augmentation de traînée aérodynamique qu'on pourrait craindre est faible si le dimensionnement de l'intercepteur et son carénage sont bien optimisés et si l'on prend en compte les gains de simplification des équipements que l'on obtient par rapport à une solution de commande de gouverne "proportionnelle". En outre, sur le SS 10, les faibles vitesses de vol et la simplicité de l'aérodynamique générale du missile rendaient cette éventualité de pénalisation de la traînée encore plus négligeable.

Compte tenu des technologies de l'époque, cette solution permettait d'obtenir, par l'intermédiaire d'une mécanique simple et donc légère, très robuste, et bon marché, une variation continue des ordres de pilotage, et ce grâce à un système "tout ou rien" de la gouverne, qui est commandée en forme des créneaux de fréquence fixe, mais dont le rapport des temps entre les 2 positions extrêmes peut varier de façon continue.

La fréquence de battement est évidemment choisie en fonction de la fréquence propre d'oscillation du missile, pour que celui-ci, en vol, filtre convenablement les impulsions positives/négatives reçues successivement pendant chaque cycle.

Chacun des intercepteurs est constitué par un bloc électroaimant double attirant, dans un sens ou dans l'autre, une palette de fer, liée à un cadre en alliage léger. Ce cadre dépasse, dans un sens ou dans l'autre, d'un capotage léger de forme étudiée, forme qui améliore notablement l'effet de l'intercepteur aux faibles nombres de Mach. L'intercepteur est toujours à fond, en haut ou en bas, sans position intermédiaire. Le temps de passage de la pièce mobile d'une butée à l'autre est très court, de l'ordre du centième de seconde, nettement plus court que le temps de braquage d'une gouverne "proportionnelle".

Télécommande à fils.

Les ordres de guidage sont transmis, du poste de tir au missile en vol, par les fuseaux dérouleurs constitués de 2 bobines de fil d'acier émaillé, que le missile dépose sur le sol derrière lui. Ces ordres sont du genre tout ou rien, comme expliqué plus haut. Comme il faut transmettre simultanément des ordres dans le plan vertical (profondeur) et horizontal (direction), les signaux électriques correspondants sont, l'un suivant une modulation d'am-

plitude, l'autre suivant une modulation de polarité.

Dans le missile, le récepteur est constitué de 2 relais (relais télégraphiques), l'un réglé sensible à la polarité, monté en série sur la ligne, l'autre, dans la diagonale d'un pont redresseur à 4 diodes, sensible à l'amplitude du courant.

La génération des signaux fait appel dans le poste de tir à une électronique à tubes qui fut ensuite miniaturisée.

4. 2. Remplacement des intercepteurs aérodynamiques par des intercepteurs de jet

En atmosphère standard, lorsque l'on monte à 2 000 m, la densité de l'air passe de 1,22 kg / m3 à 1 kg / m3.

De même, dans les conditions de pression atmosphérique normale, lorsque la température passe de - 20° à + 40°, la densité de l'air passe de 1,39kg / m^3 à 1,13 kg / m^3. Dans ces cas, les forces aérodynamiques varient considérablement et le pilotage du missile devient plus mou ou plus nerveux pendant tout le vol : l'expérience a montré que les tireurs, dans ces limites, s'en accommodaient quand même.

Par contre, lors du tir du SS 10 à partir d'avion volant à 40 m / s, la vitesse du missile commence à 120 m / s pour se freiner jusqu'à 80 m / s. La maniabilité est plus que doublée au départ. Lors de tirs d'engins AIR/SOL à partir d'avion, la situation est encore aggravée, par le fait que l'efficacité des intercepteurs aérodynamiques s'effondre aux environs de Mach 1.

Nous avons eu alors eu l'idée de disposer l'intercepteur dans le jet du propulseur de croisière. En somme, l'intercepteur de jet est par rapport à des gouvernes qui seraient placées en légère incidence dans le jet de la fusée propulsive (cas de la V 2 par exemple), ce que l'intercepteur aérodynamique est à la gouverne classique d'un avion. Le brevet correspondant a été déposé pour l'Etat français en août 1948 par J.E. STAUFF. Cet important brevet fut appliqué à plus de 500 000 missiles français. Il a été accordé, entre autres, par les Etats-Unis et la G.B.. Remarquons qu'en 1948, nous avions déjà envisagé de ne monter qu'un intercepteur par engin, comme cela sera réalisé sur le MILAN. Mais, pour passer du SS 10 au SS 11, il y avait déjà une innovation importante et l'IG Vernisse nous avait conseillé de ne pas aller trop loin et de "coller" aux AS 20, AA 20.

Nous avons vu que les intercepteurs aérodynamiques imposaient des servitudes d'utilisation importantes. Avant d'analyser les propriétés des gouvernes de jet qui permettent d'éviter ces difficultés, nous allons décrire leur fonctionnement et certaines réalisations retenues.

Le système de gouvernes de jet comporte un intercepteur sur les MILAN et HOT, deux sur le ROLAND, quatre sur les missiles de la première génération (SS 11, SS 12, AS 20, AS 30 ...). L'intercepteur est monté tangent à la surface de sortie de la tuyère et ne peut prendre que deux positions extrêmes (soit hors tuyère, soit enfoncé d'une profondeur h). Sa commande par deux électroaimants est similaire à celle des intercepteurs aérodynamiques.

L'introduction d'un intercepteur dans la tranche de sortie d'une tuyère supersonique, perpendiculairement à l'axe longitudinal de la tuyère, provoque l'apparition d'une onde de choc droite détachée et donc d'une zone de surpression sur la paroi concernée de la tuyère, de sorte que l'on atteint, au point d'arrêt de l'écoulement, sensiblement les conditions génératrices amont. Cela donne, corrélativement, un changement de direction des vitesses d'éjection derrière l'onde de choc. Il en résulte l'apparition d'un couple de commande au

missile provoquant une prise d'incidence aérodynamique, d'où l'infléchissement correspondant de la trajectoire.

A remarquer :

- que le couple de commande ainsi créé ne dépend pratiquement que des conditions de fonctionnement du propulseur. Les effets sur le missile sont donc beaucoup moins variables qu'avec des gouvernes ou intercepteurs aérodynamiques (en particulier peu sensibles aux conditions d'altitude, de température, de vitesse de lancement du missile).

- que le temps de réponse de l'ordre (temps d'exécution) est nettement plus faible puisque l'apparition de la force est quasi instantanée (les vitesses dans la tranche de sortie des tuyères sont de l'ordre de Mach 3 et le temps de mise en place de l'intercepteur par l'électroaimant est extrêmement bref).

Tous ces éléments sont favorables pour la mécanique du vol du missile dans tous les domaines d'utilisation.

Cependant, 2 problèmes technologiques importants sont apparus tout de suite pour les réalisations pratiques de cette invention :

1 - La plaquette intercepteur doit tenir ces conditions génératrices amont, c'est-à-dire pression et température d'arrêt. Soit, pour les propulseurs à poudre de l'époque :

- Pressions de l'ordre de 100 bars.

- Températures de l'ordre de 2500 à 3000° K.

Et cela, sous la forme d'un choc mécanique et thermique très violent.

2 - Il faut pouvoir commander le mouvement de la plaquette, et cela le plus rapidement possible, avec le minimum de consommation d'énergie. Or, un jet supersonique de fusée est très "raide" et introduire une gouverne perpendiculairement à l'écoulement nécessite, a priori, une force de manœuvre importante.

On avait donc un problème de choix de matériau et un problème de forme optimale de la plaquette.

Des visualisations, par cryoscopie, d'essais de fonctionnement de propulseurs à poudre, dans la tuyère desquels on avait disposé, de manière fixe, des palettes tenant des durées très brèves, nous avaient donné une idée de la forme et de l'importance de l'onde de choc provoquée par ce genre d'intercepteur. Cependant, on a vite réalisé que ni la familles des aciers, ni le graphite (utilisé par exemple comme déviateur dans le jet de la V 2, sous forme de palettes profilées, légèrement inclinables dans le jet) ne pouvaient convenir.

L'ONERA, consulté, a proposé des plaquettes frittées en matériaux très réfractaires (carbure de tungstène par exemple) et il est apparu un problème de tenue au choc thermique. Le flux de chaleur, reçu par l'intercepteur, étant très élevé et sa conductibilité thermique insuffisante, la plaquette se brisait immédiatement, par l'effet de dilatations locales.

Pour les forces nécessaires à la manœuvre de l'intercepteur, les séances de travaux pratiques, qui furent organisées pour quelques jeunes ingénieurs de l'Arsenal de Châtillon, à la DTAT (caserne Sully) - les samedis après-midi ! - en complément de l'année d'enseignement au CESM (Centre d'Etudes Supérieures de Mécanique) à la Sorbonne (dont l'Ingénieur de l'Air R.Chevalier, et J.Guillot, promotion 1947-48) furent très utiles pour l'élaboration des formes d'intercepteurs. L'enseignement théorique par l'I.G. Carrière, les travaux pratiques par les I.C. Mirabel, Laplane, sur les lois et équations régissant les écoulements supersoniques : formation des ondes de choc des faisceaux de détente par exemple avec les tracés, pas à pas, par des méthodes graphiques des équations caractéristiques des

écoulements, nous ont conduits à proposer une forme de lèvre "en biseau" de la plaquette intercepteur, réalisant un bon compromis entre la tenue mécanique de la lèvre et provoquant, sur le biseau, une détente importante, pour diminuer, considérablement, les efforts d'introduction dans le jet (sans tout de même pouvoir les annuler !). Parmi les inconvénients, il fallut remarquer que la lèvre en biseau, ainsi exposée, chauffe encore plus vite. Il fallait donc trouver un matériau réfractaire et assez bon conducteur.

Toutes ces considérations ont finalement conduit à essayer les métaux les plus réfractaires : Tungstène - Molybdène (d'autant plus que les poudres propulsives étaient notablement sous-oxygénée, ce qui réduisait les risques d'oxydation de ces métaux). Le Molybdène a été finalement proposé, à l'initiative de L.Beaussart (directeur adjoint de la Division), sous forme d'échantillons disponibles, comme sous-produit des activités du C.E.A.. Fritté, puis forgé, il pouvait être usiné à l'outil. Il a finalement rempli nos conditions et permis les compromis nécessaires aux réalisations pratiques.

En complément de ces travaux, à dominante théorique, on a conçu et construit, aux Gâtines, un banc d'essai vertical, comportant des dispositifs de mesure très originaux, permettant de mesurer avec une bonne précision, à la fois la composante verticale, vers le bas, et la composante latérale horizontale provoquée par l'intercepteur, le propulseur étant fixé sur le banc, axe de tuyère vertical, tourné vers le haut. Pour la première fois, on a fait appel, chez nous, aux jauges américaines (Strains - Gauges) pour la mesure des forces. Le découplage, très délicat, entre la poussée axiale, de l'ordre de 10 à 20 fois plus grande, et la force latérale, a été réalisé par un mécanisme, très astucieux, conçu par le Dr K.Eisele.

Ce banc était si précis qu'il a pu servir aussi à la détection de faibles composantes latérales pouvant apparaître dans le cas de configurations compliquées de propulseurs à poudre (tuyères inclinées, tuyères multiples...) par exemple pour rechercher des causes éventuelles de dispersion de missiles au départ.

Avec tous ces éléments, nous avons pu mettre au point les compromis nécessaires à l'exploitation au mieux de l'idée des intercepteurs de jet introduits dans la tranche de sortie de la tuyère.

Parmi les paramètres importants intervenant directement dans les performances globales "propulsion", on peut citer :

- Le choix du rapport section de sortie/section col.
- L'angle au sommet du divergent.
- Le pourcentage de surface interceptée dans la tranche de sortie.
- La forme de biseau de l'intercepteur.

Tout cela pour rechercher les meilleurs compromis du points de vue encombrement, de la masse, de l'efficacité de gouverne, de la consommation électrique de commande par de simples électroaimants.

Et finalement, cette solution s'est révélée particulièrement compétitive pour la conception des missiles de Châtillon.

CHAPITRE 5 :
GYROSCOPES DE ROULIS

Gyroscope à poudre.

Ayant retenu, pour les projets antichars et Air/Air, le concept général de l'auto rotation en roulis, pour les raisons déjà exposées, il était nécessaire, pour le pilotage, de pouvoir disposer, à bord des missiles en vol, d'une référence convenablement corrélée avec les références utilisées au poste de tir, c'est-à-dire capable de transmettre les ordres "profondeur" et "direction" aux gouvernes soit aérodynamiques (SS 10), soit gouvernes de jet (SS 11 - SS 12 - AIR/AIR).

Cette référence, essentiellement de roulis, devait pouvoir être initialisée au cours de la séquence de tir et pouvoir être efficace pendant la durée de vol du missile, soit pendant quelques dizaines de secondes. On avait donc besoin, à bord des missiles, d'un gyroscope de roulis mais avec des exigences supplémentaires très particulières, notamment de pouvoir être initialisé en un temps très court, de n'exiger, le plus souvent, aucune demande d'énergie pour le lancement (cas des missiles d'infanterie), et d'être toujours instantanément disponible sans aucune précaution particulière au stockage. La solution du lancement par grain de poudre propulsive permettait de satisfaire toutes ces conditions. Elle était homogène avec le reste de la munition. Mais, les exemples de précédents dans les projets allemands étaient quasi inexistants. Tout au plus avons-nous eu connaissance que dans le projet X 7 il était question d'un petit gyroscope dont la toupie aurait été lancée par une charge de poudre. Les ingénieurs allemands présents à Châtillon n'avaient pas d'information plus précise. Le département propulseurs fut chargé de faire un projet à partir de cette idée.

Pour la conception de la toupie de ce "gyroscope à poudre", il fallait partir de l'organisation convenable d'une chambre de combustion pour la poudre. Rappelons qu'en 1946/48, la poudre envisageable pour les petits propulseurs était la poudre SD (nitroglycérine/nitrocellulose). On imagina une chambre de combustion cylindrique, en acier, à parois épaisses, formant la toupie, chargée de petits tubes de poudre, éjectant les gaz par 2 petites tuyères opposées, latérales pour communiquer un couple, violent, de très courte durée à cette toupie, maintenue dans un cadre primaire par 2 pivots coniques.

La mise au point de ce micro propulseur fut difficile, notamment en raison d'un effet d'échelle important (les volumes varient, en gros, comme L^3, les surfaces de poudre à allumer comme L^2), d'où des problèmes nouveaux pour la conception de l'allumage.

Ce cas de figure d'un propulseur à poudre fut un élément important de nos réflexions sur le problème des allumages des chargements de poudre. Les conditions de "temps de séjour" des produits d'allumage, rapportées aux surfaces de poudre à activer nécessitaient, dans ce cas limite d'un micro propulseur, des volumes libres relativement beaucoup plus importants que dans les propulseurs de plus grande taille. Le compromis satisfaisant a été finalement trouvé en augmentant le pourcentage de volume libre par rapport à la surface de poudre à allumer et en élevant la pression de fonctionnement par augmentation du "serrage" (rapport de la surface à allumer à la surface des cols de tuyère).

Quant au dispositif d'allumage proprement dit, aucun inflammateur existant n'était assez miniaturisé. Il a fallu définir et fabriquer un "micro inflammateur" incorporant une résistance électrique, dans une perle à base de substances très sensibles (sulfocyanure de plomb et perchlorate de potassium), finement fixées sur une plaquette de poudre B, entourée d'une enveloppe de papier très fin renfermant quelques grains de poudre noire, spé-

cialement calibrée, le tout rendu plus solide par un vernis de protection.

Finalement on a réussi à réaliser une toupie en acier, d'inertie importante, d'un poids d'environ 200 g, contenant 7 petits bâtonnets de poudre SD (en tout environ 7,5 g), lancée en 1 à 2 centièmes de seconde à environ 40 000 t/mn et dont la durée de ralentissement était de l'ordre de 15 mn jusqu'à l'arrêt complet. L'effet gyroscopique pendant les durées de vol de quelques dizaines de secondes retenues pour les antichars et les AIR/AIR était largement assuré. A noter quand même que le problème du choix du type de pivots n'a pas été facile, ceci, en raison même de la brutalité de la phase de lancement. La pression interne à la toupie atteignait plusieurs centaines de bars et les forces créées par les 2 petites tuyères n'étant pas forcément parfaitement symétriques. Finalement, après beaucoup d'essais, des pivots à billes ont permis de tenir toutes les conditions.

Cette "toupie à poudre" a été incorporée dans un montage à la cardan constitué par un ensemble de 2 cadres en alliage d'aluminium, dont les articulations étaient montées sur roulements à billes. Le cadre extérieur, fixé suivant l'axe longitudinal du missile, porte un collecteur présentant 4 secteurs transmettant à des balais fixés sur la carcasse d'ensemble du bloc gyroscopique, les ordres aux gouvernes du missile, en fonction de sa position en roulis et assurant les commutations profondeur/direction provenant du poste de tir et transmises au missile par les fils de guidage.

Ces considérations, exposées ici de manière très simplifiée, ont nécessité néanmoins des calculs et simulations très poussés, compte tenu notamment du mode de codage des ordres de télécommande. La mise au point précise a été l'œuvre de l'Ingénieur de l'Armement R.Chevalier.

Ce gyroscope à poudre s'est révélé d'une fiabilité irréprochable. Dans les statistiques relatives aux pannes imputables à tel ou tel sous-ensemble de missiles incorporant ce gyroscope, ce dernier semble n'avoir jamais pu être mis en cause.

Fabriqué, à ce jour, à plus de 300 000 exemplaires, il est encore en production notamment pour certains missiles AIR/SOL et AIR/MER de la famille EXOCET.

Autres gyroscopes de roulis pour petits missiles.

Il faut signaler d'autres réalisations originales imaginées dans d'autres programmes pour matérialiser cette référence gyroscopique à bord de missiles antichars. L'ENTAC, par exemple, a fait appel à un dispositif très simple de lancement au cours des premiers centimètres de déplacement du missile sur sa rampe, d'une petite toupie "à ficelle" attachée à la rampe.

Pour les MILAN, HOT et les missiles suivants, un autre concept, également à poudre, a été réalisé, en vue de miniaturiser le gyroscope. Dans cette nouvelle version, la chambre de combustion de la poudre est fixe et la tuyère souffle sur une petite toupie.

Ce concept proposé par la société allemande MBB a permis notamment une miniaturisation importante. Le bloc "gyroscope" se présente sous la forme d'un cylindre de diamètre 24 mm et de longueur 85 mm. La toupie en alliage de métal lourd est massive et a seulement 10 mm de diamètre. Elle porte des encoches périphériques sur lesquelles le minuscule générateur de gaz souffle, par une petite buse-tuyère. La durée du lancement est de l'ordre de 200 millisecondes. La vitesse de rotation initiale atteint 100 000 t / mn. Cette buse-tuyère traverse, en position initiale, les 2 cadres de suspension de la toupie et en assure le verrouillage au repos. A la chute de pression dans le générateur de gaz, un ressort "avale" la buse-tuyère qui libère alors les cadres du gyroscope. La fiabilité de ce gyroscope miniature s'est également révélée excellente. Il équipe, en diverses versions pour les senseurs associés, les missiles MILAN et HOT.

CHAPITRE 6 :
ELECTRONIQUE

Document établi à partir de la participation d'Y. de Rougemont, ancien directeur technique à la Division Engins Tactiques de l'Aérospatiale.

Rôle de l'électronique dans les techniques "Missiles".

Les systèmes d'armes à base de missiles, sont des systèmes semi-automatiques ou automatiques. L'électronique, technique de service, est bien adaptée pour la réalisation des asservissements nécessaires, grâce à ses multiples capacités. On peut ainsi souligner :

- La possibilité de réaliser des amplificateurs performants (en termes de gains et de bande passante).

- La possibilité de commander des changements d'état d'équilibre électrique de façon quasi instantanée (quelques fractions de millisecondes) ce qui permet de faire de la numération binaire, de réaliser, également, des mémoires, donc des calculateurs arithmétiques, des ordinateurs.

Cela permet de réaliser des fonctions parfois complexes, indispensables dans les asservissements. Particulièrement :

- Des transducteurs : c'est-à-dire des appareils capables de transformer une grandeur physique (accélération, vitesse, température, rayonnement optique, etc) en un signal électrique.

- Des actionneurs : c'est-à-dire, à l'inverse des transducteurs, des appareils capables de générer une action physique. Par exemple, un couple moteur à partir d'un signal électrique ... etc. ...

Ces techniques d'électronique se sont développées considérablement non seulement pour les équipements des systèmes d'armes eux-mêmes (missile - poste de tir) mais pour les systèmes de mesure, les moyens de réglage et d'intégration, les bancs de contrôle. Ils seront ainsi partie intégrante des calculateurs de conception (ordinateurs), de plus en plus puissants, et des moyens de simulation de plus en plus complexes et représentatifs, qui incorporent en laboratoire des éléments réels du système d'arme missile.

Evolution fulgurante de l'électronique à partir des années 1950.

Déjà au cours de la seconde guerre mondiale, l'électronique a commencé à jouer un rôle considérable, par exemple dans les transmissions et les radars. La technologie était alors celle des tubes électroniques à vide.

A partir des années 1950, apparaît la révolution fondamentale de la naissance du transistor, qui consiste en l'intégration, dans un cristal de germanium d'abord, puis, un peu plus tard de silicium, d'une fonction amplificatrice élémentaire, par diffusion d'éléments de dopage et réalisation de zone de jonction. Progressivement, on placera dans le même cristal, 2, puis 3, puis 10 - 100 - 1 000 - ... 1 million de transistors, aujourd'hui (1999) 4,5 millions, demain 40 millions. La gravure des puces, de 1984, avait des circuits de 3µ de large, en 1986 on en était à 0,35 µ, aujourd'hui à 0,25 µ, demain à 0,18 µ. -

Ce gain de fiabilité est dû à 2 raisons principales :

- L'intégration dans le cristal de silicium de très nombreux transistors qui se trouvent interconnectés par la diffusion proprement dite, produit une qualité de connectique qui

serait irréalisable par les procédés habituels (par exemple, par soudure).

- L'existence d'ordinateurs capables de simuler les comportements dynamiques des circuits, avant de les réaliser, permet d'éviter, ou de corriger à temps, les erreurs éventuelles de conception, avec un taux de réussite très élevé.

L'introduction progressive de ces innovations capitales pour nos missiles peut être résumée par les principales grandes étapes suivantes, telles qu'elles ont été vécues à Nord-Aviation, puis Aérospatiale :

1955 - Mise en service des premiers transistors au germanium, assez vite suivie par celle des transistors au silicium.

1965 - Mise en service des premiers amplificateurs analogiques et des circuits intégrés logiques.

1972 - Mise en service des premiers microprocesseurs.

1980 - Premiers travaux sur les ASCI (Application Specific Integrated Circuit).

On peut associer à cette chronologie de l'évolution des semi-conducteurs, celle des procédés de montage des circuits correspondants :

1955 - Cartes de circuits imprimés.

1965 - Circuits imprimés multicouches à trous métallisés.

1965 - Circuits hybrides sur substrats céramiques.

1970 - Circuits souples / rigides.

Chapitre 7 :

ALIMENTATION ELECTRIQUE DES MISSILES TACTIQUES ANTICHARS

Texte établi avec la coopération de Jacques LAPARRE, ancien Chef du Département Propulsion à Chatillon/Direction D.E.

Jusqu'au milieu des années 1960, les alimentations électriques de bord des missiles tactiques furent assurées par des piles sèches de type classique. Celle des postes de tir faisait, chaque fois que possible, appel à une source électrique d'un véhicule porteur, sinon, il fallait s'en remettre, également, à des piles sèches.

Les inconvénients et servitudes, du point de vue opérationnel, étaient nombreux : mauvaise tenue au stockage, capacités électriques s'écroulant aux basses températures, difficultés de vérification, de mise en place au dernier moment...

Pour des missiles plus gros (Air - Air, Air - Sol, Sol - Sol) est apparue la possibilité d'accumulateurs à électrolyte séparé (pendant la période de stockage). L'injection du liquide dans les éléments, au dernier moment avant le tir, était une amélioration déjà sensible. Cette injection qui était initialement réalisée manuellement (éléments And Yar par exemple) a été, par la suite, automatisée et intégrée à la séquence de tir.

Un exemple intéressant de cette technique, dans le cas des missiles antichars, a été réalisé pour l'"ENTAC" de la D.E.F.A..

Dès 1960, Nord-Aviation a cherché des solutions de remplacement aux piles sèches de ses missiles. Quelques réalisations prototypes d'alternateurs entraînés par de petits moteurs à poudre ne se sont pas révélées très intéressantes.

A cette époque, le Département "propulseurs" de Nord-Aviation a eu connaissance de l'existence d'une "pile thermique" utilisée par les Américains, pour l'alimentation de bord du missile "Sidewinder". Par divers recoupements, nous avons pu avoir quelque idée des principes utilisés : la pile, en forme d'un boîtier métallique scellé, étanche, était à demeure dans le missile. Une activation, par éléments pyrotechniques, faisait fondre un électrolyte, solide aux températures ordinaires, lequel imbibait alors les électrodes, et la pile fonctionnait jusqu'à refroidissement ou épuisement des éléments actifs. Cette solution présentait, pour nous, les avantages essentiels suivants :

- La ou les piles pouvaient être intégrées lors de l'assemblage final du missile et toutes les connexions réalisées et testées, sans servitude spéciale, puisque les circuits internes aux piles étaient parfaitement inertes et isolés, à température ordinaire.

- Le délai nécessaire d'"activation" des piles était très bref (de l'ordre de quelques dixièmes de seconde pour une pile de capacité moyenne).

- La durée de vie au stockage était pratiquement illimitée, du fait de l'inactivité chimique de l'électrolyte aux températures ordinaires et du fait du conditionnement hermétique de l'ensemble.

- Le fonctionnement était assuré quelle que soit la température d'utilisation dans la gamme exigée des clauses techniques militaires.

- La tenue aux épreuves climatiques et mécaniques de stockage, de transport et d'emport était excellente.

- A noter, également, la possibilité dans les missiles d'infanterie (Milan, par exemple) d'équiper le tube lanceur de la munition d'une pile thermique supplémentaire. Celle-ci, initialisée à la mise à feu, grâce à une simple impulsion électrique générée par le tireur (par exemple, petit système mécanique manœuvrant devant une bobine), reste sur le poste de tir, et fournit son alimentation électrique, pendant toute la durée du vol du missile, ce qui rend l'arme du fantassin totalement autonome.

- Un autre avantage important est apparu, comme une retombée appréciable, lors des mises au point et des recettes de lot :

Après un tir, lors des examens et récupérations éventuelles du matériel disloqué, on avait la certitude, en respectant un délai minimum pour le refroidissement des piles, qu'il ne restait aucune source électrique active à bord, capable, par exemple, d'initialiser la charge militaire ou un élément pyrotechnique dangereux.

Cette solution avait été mise au point aux Etats-Unis, semble-t-il pour des systèmes de sécurité destinés à des équipements dans les galeries de mines. Une société américaine (M.S.A.) s'était spécialisée dans cette technique et nous avons pu obtenir, par une de ses filiales implantée en Angleterre, un catalogue de ses productions "standard". Quelques essais, sur échantillon, nous avaient montré l'intérêt de ce genre de solution.

Nord-Aviation a demandé à cette société des propositions pour d'éventuelles fournitures de ce type d'alimentation électrique, pour les missiles alors en cours d'étude (Milan, Hot, Roland) sur la base de clauses techniques précises. Plusieurs lots de piles, satisfaisant à ces clauses, ont été livrés et ont donné satisfaction à la réception. Par la suite, probablement en raison d'exigences plus précises de nos clauses techniques et du fait que les fabrications courantes (par exemple pour les besoins des mines) étaient beaucoup plus importantes en nombre que les nôtres, la société anglaise, qui n'arrivait plus à satisfaire nos exigences de spécification, ne semblait plus intéressée.

Des contacts ont été pris, par Nord-Aviation, au niveau de la maison mère, M.S.A. aux Etats-Unis, pour essayer de créer pour nos besoins une organisation industrielle plus spécifique, car la solution semblait se révéler tout à fait bien adaptée. Naturellement, les secrets de définition et de fabrication ne nous avaient pas été révélés.

Un accord industriel a été difficilement élaboré en 1964, visant à créer, en France, une filiale commune, M.S.A. apportant son Know-How, Nord-Aviation finançant les infrastructures nécessaires.

Ce projet a dû être soumis à l'approbation des gouvernements américain et français. Les Officiels américains ont refusé de donner leur accord et mis l'embargo sur ces fournitures. Apparemment, cette technique avait une importance certaine dans la mise au point d'accessoires des armements nucléaires américain. Dans ces conditions, les contacts avec M.S.A. ont été rompus et Nord-Aviation a recherché des possibilités de solutions françaises.

Une petite équipe "Nord-Aviation" a été chargée d'étudier ce type de technique au Département propulseurs (les ingénieurs NEE, PATHE, notamment). Des contacts ont été pris avec Péchiney, Rhône-Poulenc, où d'anciens ingénieurs militaires des poudres (dont l'I.C. Maire) pouvaient être de bon conseil, à la fois pour les problèmes électrochimiques et pyrotechniques. Différents couples électriques, électrodes, électrolytes, dépolarisants, possibles, ont été testés en laboratoire. Le concept de cellules élémentaires séparées par des éléments pyrotechniques chauffants a été imaginé. Plusieurs brevets français ont été déposés. Mais les couples envisageables, qui sont d'ailleurs nettement plus énergétiques que ceux utilisés dans les piles et accumulateurs ordinaires, font appel à des matériaux de mise en œuvre délicate : notamment du calcium métal, excessivement hygroscopique.

Il a fallu mettre au point, par exemple, une technique d'évaporation et de dépôt de calcium sous vide, sur des plaques support en nickel.

Il a fallu concevoir et réaliser des machines à faire du "papier chauffant", en incorporant une composition à réaction pyrotechnique rapide (sans dégagement de gaz, c'est-à-dire essentiellement de type aluminothermique) à un ensemble de fibres inertes. Les premiers éléments ont ainsi été réalisés, dans des ensembles de cuvettes très similaires aux fabrications du papier au Moyen-Age (par la suite, en raison des besoins croissants, une machine automatique en continu a été réalisée, en tenant compte d'impératifs, extrêmement sévères, de protection contre l'incendie).

Il a fallu choisir des formules d'électrolytes solides à température ordinaire et capables, une fois fondus, de provoquer les couples électrochimiques les plus favorables, par l'intermédiaire d'électrodes elles-mêmes connectables, d'une cellule à l'autre, pour former les groupes séries/parallèles souhaités. Un mélange eutectique de deux chlorures a donné une solution à ce problème. On a pu alors concevoir des "cellules élémentaires" sous forme de petits boîtiers de forme cylindrique, extra plats, réalisés avec les électrodes métalliques, l'une en nickel pur, l'autre en nickel recouvert d'une couche de calcium métal, déposé sous vide. Chacune de ces cellules contient les rondelles d'électrolyte constituées par des tissus poreux en fibres inertes et imprégnées de l'électrolyte solide à température ordinaire. Le dépolarisant (un chromate) est également incorporé à l'intérieur de chaque cellule.

Il a fallu doser les quantités de papier chauffant à disposer entre ces cellules actives et les connecter par une mise à feu générale, pour obtenir le chauffage nécessaire et suffisant pour le bon fonctionnement d'ensemble. Ces températures s'élèvent à plus de 400° C.

Il a fallu définir les boîtiers métalliques hermétiques capables de contenir les empilements des éléments actifs des piles, et l'isolement thermique des parois, et munir ces boîtiers des passe-fils nécessaires aux différents circuits (initialisation, circuits d'utilisation).

Il a fallu définir des méthodes rigoureuses de contrôle, de conformité aux définitions : nombre des éléments, constitution précise de chaque cellule élémentaire... car le boîtier étant finalement scellé par soudure, aucun remaniement n'etait possible.

Il a fallu organiser le circuit des pièces élémentaires, jusqu'à l'assemblage final, dans une série de couloirs à boîtes à gants, en atmosphère rigoureusement sèche et neutre. Ce genre d'unité a d'abord été réalisée à petite échelle, aux Gâtines, puis transposée à plus grande échelle à Bourges. A signaler qu'en raison de l'accroissement des besoins en piles pour les séries (Milan et Hot notamment) la mise en place d'une machine d'assemblage final, entièrement automatique, a été faite à l'unité "piles" de Bourges. Cette machine a été également installée dans un local à l'atmosphère rigoureusement contrôlée. Ses programmations, pilotées par ordinateur, ont donné une très bonne garantie de respect des définitions. Elle a permis de réduire très considérablement les servitudes de travail manuel, particulièrement méticuleux et fastidieux, exigé auparavant de la main-d'œuvre féminine, dans les postes de travail en boîtes à gants.

A noter que la conception et la mise au point de ces moyens industriels ont été menés par J.C.Renaut (qui deviendra ultérieurement directeur de l'établissement de Châtillon) avec la coopération de R.Dubernet, chef des fabrications de la Division.

A cette époque, les tentatives faites par Nord-Aviation pour intéresser les fabricants français de piles ou accumulateurs "classiques" à ces nouvelles formules sont restées totalement infructueuses. Il faut reconnaître que les moyens de production de leurs spécialités n'avaient aucun point commun avec ceux exigés par les piles thermiques "Nord-Aviation", notamment du point de vue des aspects de sécurité pyrotechnique et de la nécessité du travail en atmosphère strictement sèche et neutre. Par ailleurs, les perspectives de quantités à produire n'avaient, non plus, aucun rapport avec la production courante des piles sèches ou autres accumulateurs.

Nord-Aviation a donc dû mettre en place en autofinancement les moyens nécessaires aux besoins de ses productions de missiles. Par la suite, cette unité de production, finalement installée à Bourges, pour nos besoins, a pu fournir également des alimentations électriques de ce type à d'autres industriels (Matra, C.E.A. APX...).

Finalement, ce type d'alimentation de nos missiles pour armement terrestre a pu être totalement généralisé, du Milan au Pluton.

Pour l'anecdote, l'unité industrielle "piles thermiques", de Bourges, a été isolée comptablement par l'Aérospatiale, dans les années 1975-80, et a pu faire ainsi la preuve de sa viabilité économique.

CHAPITRE 8 :

TETES DE MISSILES A CHARGE CREUSE

8.1-Une brève histoire de la charge creuse.

Dans les années 1880, dans un arsenal américain, il est décidé de détruire des pains d'explosifs ayant dépassé leur limite de péremption. Les pains sont alignés sur une plaque de métal, et après explosion, on constate sur celle-ci des signes cunéiformes marqués en creux. On déchiffre et on reconnaît, inscrits à l'envers, les lettres de " U.S. ARMY " !

C.A MUNROE constate que les marques en creux de la plaque coïncident exactement au marquage des pains de poudre moulés et il imagine que ce creusement puisse agir comme un système focal pour densifier les jets de la détonation. Son mémoire de 1888 est la première pièce connue de l'édifice.

En Allemagne, il semble qu'il y ait eu une péripétie du même genre puisqu'on y parle de l'effet " NEWMANN ". Les recherches historiques au centre d'archives de l'armement montrent qu'en France, en 1891, le capitaine LEPIDI a conduit des études et essais sur des explosifs présentant un évidement central (on trouvera une mine d'informations sur ce sujet dans le Vol. 2 Tome 5 de l'histoire des poudres, établie par l'IGA PAGET (édition COMHART)).

Les explications par la seule focalisation se sont trouvées brouillées lorsqu'on s'aperçut que le revêtement (lui-même introduit par une circonstance fortuite) augmentait l'effet de perforation !

Il semble que ce soit le suisse MOHAUPT qui, vers le milieu des années 1930, a à peu près défini le fonctionnement en charge creuse (essentiellement l'effet d'un revêtement) mais les avis divergent...

S'étant présenté en 1938 à l'industriel français Edgar BRANDT, il réussit à éveiller son intérêt pour une explication anti-blindés. Un bureau d'études fut donc monté (à Châtillon) avec Michel Précoul et Mohaupt lui même.

Pendant les années 1938-1939, la société Brandt a ainsi étudié une charge creuse pour une grenade à fusil antichar.

Le chargement de cette tête était exécuté en explosif coulé à base de pentrite et de tolite (pentolite), appliqué jusqu'alors au chargement des obus d'artillerie, sans recherches particulières d'homogénéité, de régularité, de densité, avec amorçage " ponctuel " central ; le revêtement était usiné à partir d'ébauches embouties soit en cuivre, soit en acier doux.

L'amorçage était constitué par une fusée d'ogive à percussion avant et une amorce arrière sensible à l'onde de choc générée à l'avant, au travers d'un tube de liaison axial. La perforation obtenue atteignait 0,5 calibre.

Lors de l'invasion de la France, MOHAUPT gagne les Etats-Unis, ainsi que DELALANDE qui faisait partie de la même équipe.

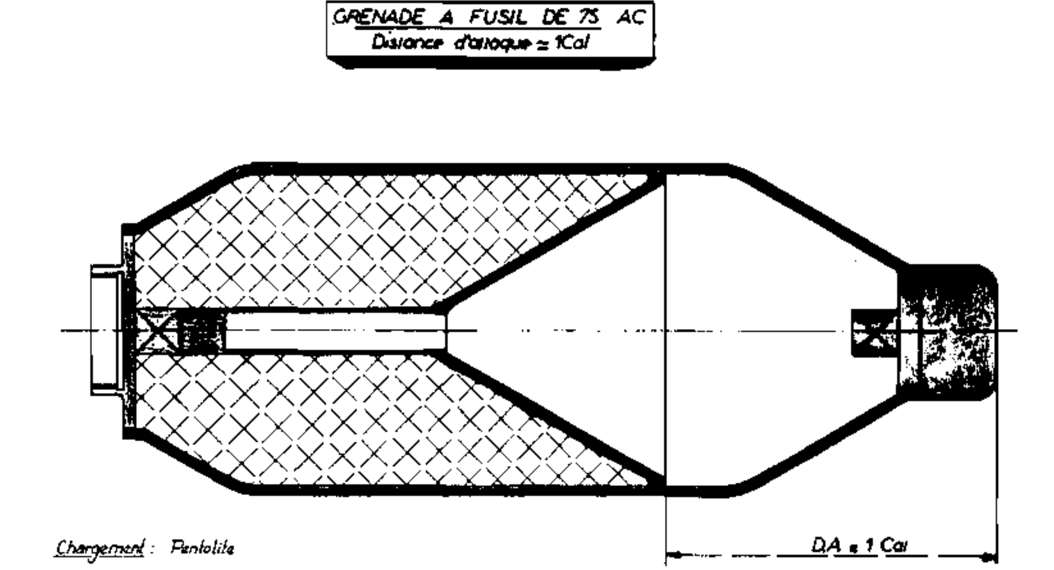
Le bureau d'études de la société BRANDT qui s'est replié en 1940 dans le Sud a exécuté dans cette région des travaux clandestins d'études et d'essais, notamment de charges creuses.

Le chargement des têtes était toujours effectué en pentolite coulé avec amorçage " central " et revêtement en cuivre " électrolytique " ou fer Armco, de " forme conique ou en parapluie plissé ".

Au moment de l'occupation de la zone libre, l'état de la technique a été transmis sous forme de dossier à une ambassade étrangère à Vichy. Ces informations ont dû hâter la réalisation de la tête à charge creuse du bazooka de 2"36 américain, utilisé lors du débarquement en Afrique du Nord en 1942.

La tête à charge creuse de l'époque perforait 1 calibre.

SCHEMA 1



Travaux d'après-guerre :

Les études d'amélioration des C.C. ont été, en France, conduits simultanément par la DEFA (devenue DTAT près GIAT) de la STRIM (appuyée sur l'industriel LUCHAIRE) puis de la SERAT (alliée à MANHURIN). Citons encore les roquettes aériennes antichars de HOTCHKISS BRANDT (dont un million fut fabriqué).

Les premières réalisations ont été des grenades à fusil, puis des roquettes antichars et enfin des missiles guidés A.C.

Les progrès se sont appuyés sur les théories expérimentées en Europe et aux Etats-Unis. Citons, pour la France, les travaux de Marc DESFOURNEAUX à l'ISL et la mise en place des moyens expérimentaux et de mesures : CEG-ECP-EFAB.

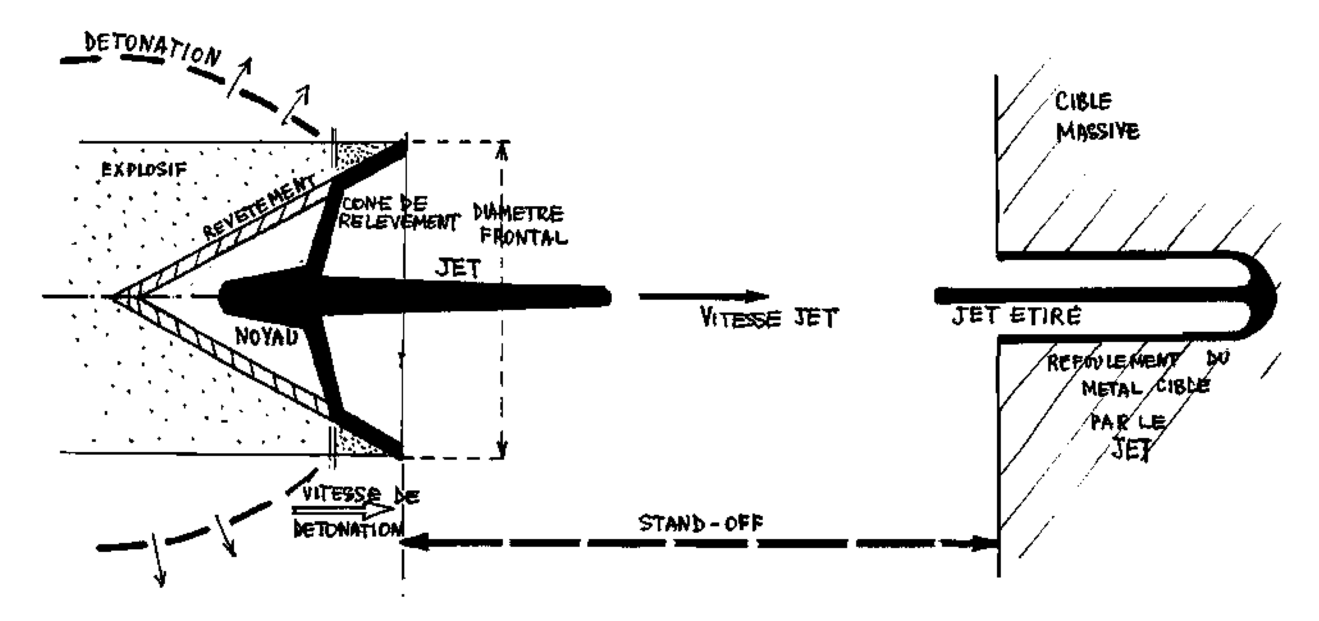
On a déjà décrit les charges spécifiques des systèmes antichars dans la partie 2 : ACL 73 et 89 missiles 1°et 2°génération.

On trouvera ci-après des indications sur le chemin parcouru depuis un demi siècle pour perfectionner ces équipements.

8.2-Rappel sur l'effet Charge Creuse

La détonation d'un explosif autour d'une forme creuse métallique symétrique provoque une projection simultanée de ces éléments sur l'axe. Ils se recombinent pour générer un jet continu axial, affecté de très grandes vitesses (supérieures à celle de détonation pour la tête de jet).

SCHEMA 2 — SCHEMA DE FONCTIONNEMENT DE LA CHARGE CREUSE



La percussion de ce jet sur un blindage provoque un refoulement des éléments du blindage, et creuse ainsi un canal de perforation d'autant plus large que la vitesse d'impact est grande, et d'autant plus long que le jet lui-même sera long.

Un optimum de pénétration est obtenu en disposant une distance caractéristique entre la charge et la cible (stand-off optimal ou encore distance d'action optimale).

Les dimensions de la pénétration (comme de stand-off) se mesurent par rapport au diamètre max de la charge, en nombre de calibres.

Les paramètres physiques qui conditionnent ces performances sont :

- Les explosifs (vitesse de détonation - densité)
- Les conditions limitant l'effet C.C.
- Les caractéristiques de pénétration des cibles.

On pourra se reporter aux annexes ci-après pour en avoir des ordres de grandeur représentatifs.

8.3 Influences des architectures des têtes missiles

A côté des paramètres intrinsèques à la C.C., il y a des facteurs propres à la conception du missile lui-même qui ont leur influence.

8.3.1- Dispositions dans la tête

Usuellement, la C.C est placée axialement, ce qui permet de disposer du diamètre de charge maximum vis-à-vis du calibre missile. Compte tenu de ce que les blindages sont disposés de façon à maximiser les protections latérales du char, c'est une course à la puissance : le plus grand diamètre de charge contre l'empilement des écrans protecteurs.

Une autre conception s'est faite pour l'attaque en survol. La charge est disposée verticalement de façon à attaquer le " toit " du char, supposé plus faiblement protégé que le

reste. C'est l'option choisie pour le BILL de BOFORS. Les calibres de C.C. sont plus petits, les effets de " traînage " du jet (à cause de la vitesse propre du missile) réduisent la pénétration dès lors qu'on s'attaque à des épaisseurs conséquentes.

8.3.2 - Ogives et distances d'attaque

Les ogives couvrant les charges creuses sont constituées pour être également compatibles avec une aérodynamique cohérente et des masses limitées. Il est donc difficile d'imaginer qu'on puisse leur donner systématiquement la longueur requise par le stand off optimal, qui est de plusieurs calibres.

De façon opérationnelle, pour les engins à charge AVANT, on a donc dimensionné la distance d'attaque de l'ogive pour obtenir 90 % environ de la pénétration optimale, ce qui s'est traduit par :

- Des allongements ≥ 1 pour la première génération.

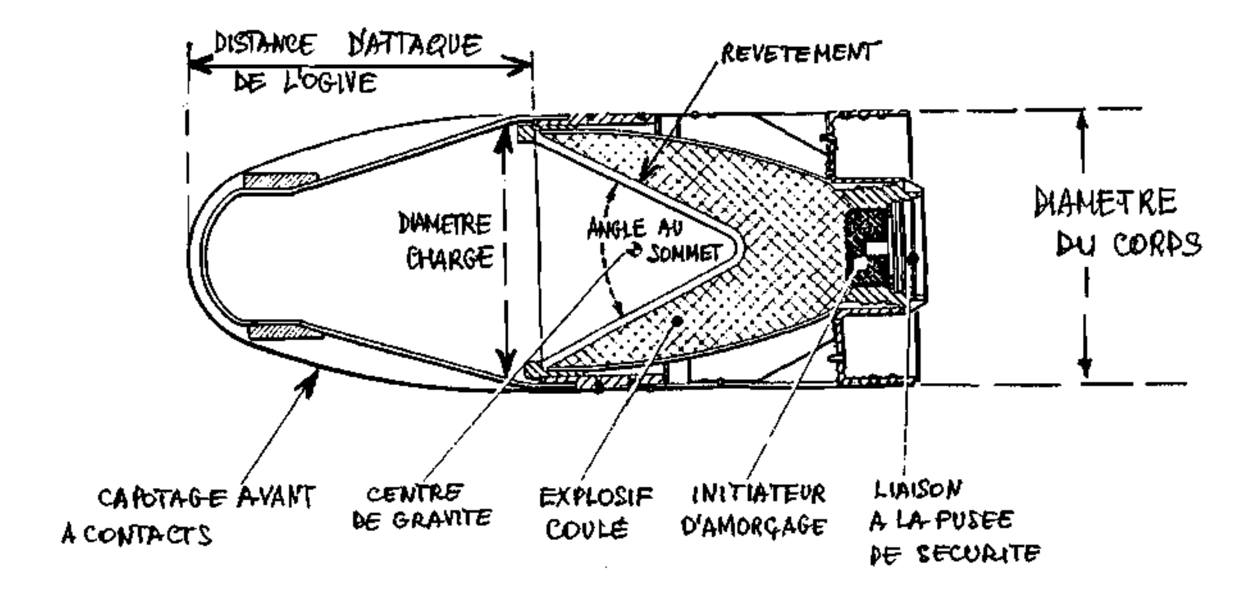
- Des allongements ≥ 2 pour la deuxième génération.

Le dispositif s'est un peu compliqué avec la charge tandem, qui ne devait détoner qu'après l'initiation préalable du composite réactif. On a d'abord eu recours à des perches prolongatrices et à des projections de charges primaires (MILAN et HOT).

Avec la troisième génération de missiles antichars, la disposition de la charge à l'arrière

SCHEMA 3

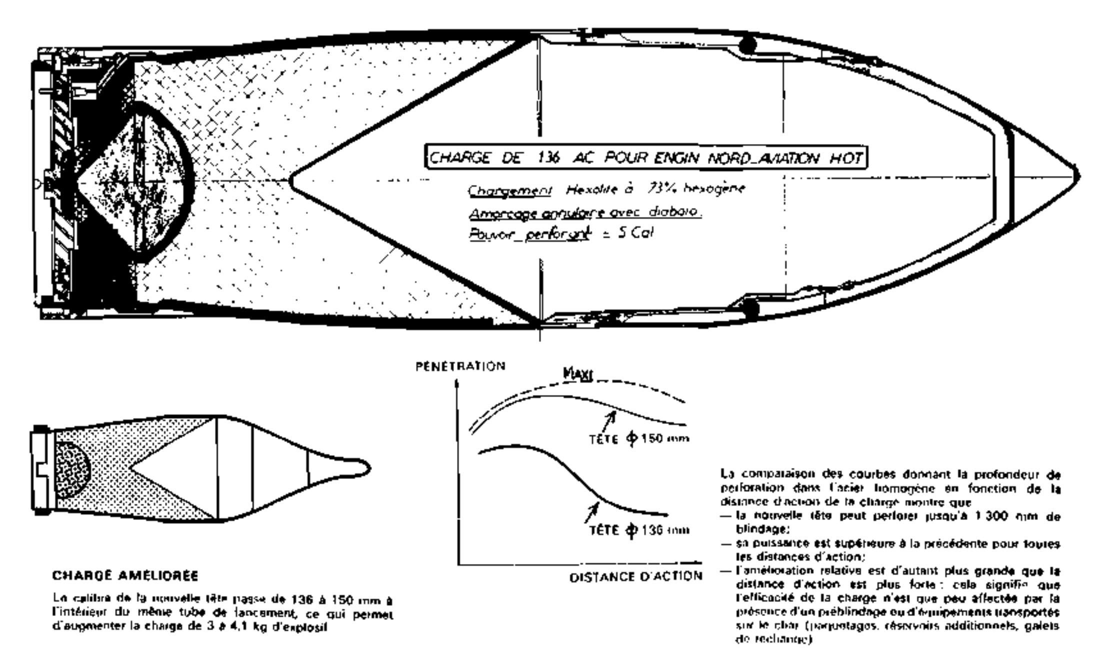
SCHEMA D'UNE OGIVE A CHARGE CREUSE



du corps du missile a permis de disposer d'un stand off naturel de plusieurs calibres, mettant la C.C. dans la condition de pénétration maximale (moyennant l'aménagement, dans tout l'équipement placé devant, d'un conduit axial permettant le passage libre du jet).

A noter que tout ce qui précède concerne les distances d'attaque de l'ordre du mètre, et que, lorsqu'on a voulu créer des systèmes antichars attaquant le blindage de beaucoup plus loin (la centaine de mètres) il a fallu revenir à un concept de charge à faible évidement générant un projectile auto forgé (Self Forging Fragment).

SCHEMA 4



CHARGE AMÉLIORÉE

La calibre de la nouvelle tête passe de 136 à 150 mm à l'intérieur du même tube de lancement, ce qui permet d'augmenter la charge de 3 à 4,1 kg d'explosif

La comparaison des courbes donnant la profondeur de perforation dans l'acier homogène en fonction de la distance d'action de la charge montre que
— la nouvelle tête peut perforer jusqu'à 1 300 mm de blindage;
— sa puissance est supérieure à la précédente pour toutes les distances d'action;
— l'amélioration relative est d'autant plus grande que la distance d'action est plus forte : cela signifie que l'efficacité de la charge n'est que peu affectée par la présence d'un préblindage ou d'équipements transportés sur le char (paquetages, réservoirs additionnels, galets de rechange)

8.3.3 - Effets d'une rotation sur la C.C.

Les vecteurs tournants induisent des effets réducteurs sur le jet de C.C., en défocalisant les trajectoires des éléments du revêtement lors de leur projection sur l'axe. On a évalué que la perte de matière dans le jet devient notable pour des valeurs élevées du produit ω x D (ω = Vitesse angulaire de rotation et D= Diamètre max de charge).

L'ordre de grandeur est : ω (tours /s) x D (m) = 2, ce qui limite les missiles à des rotations inférieures à 20 t/s en moyenne.

Pour les obus stabilisés gyroscopiquement, et donc avec des vitesses de rotation très élevées, il convient, si on veut l'y placer, de disposer la C.C. sur des appuis libres en rotation, de façon à ce qu'elle soit quasi-stabilisée : c'est le cas de l'obus G. Pour les obus stabilisés par des ailettes, utilisant de faibles vitesses de rotation, la loi limite ci-dessus est la même.

8.4 Evolution des cibles et des têtes de missiles

Les blindages ont fait l'objet d'études aussi poussées que les charges. On compte aujourd'hui tout un répertoire de protections fondées principalement sur :

- Les plaques métalliques, épaisses ou multiples, dotées de grandes inclinaisons et constituées d'aciers de plus en plus résistants.

- Les structures composites combinant des céramiques et des plaques metalliques ont pratiquement doublé, à masse égale, les capacités d'arrêt des blindages.

- Les protections actives les plus récentes ont apporté encore plus de résistance à l'attaque de C.C.

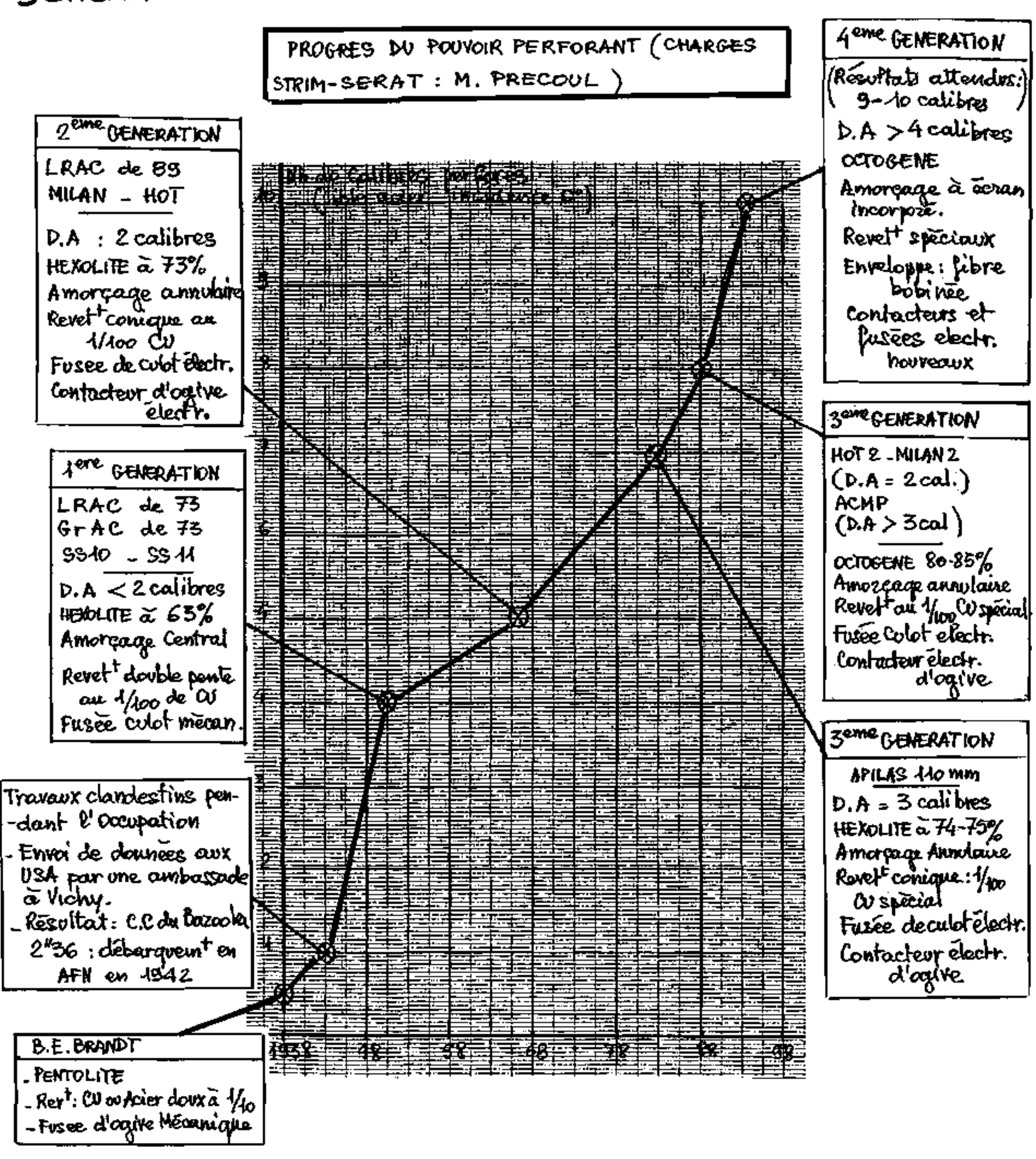
Ces évolutions ont entraîné parallèlement celles des têtes de missiles (la plus récente étant la charge tandem).

Les idées sur ces derniers développements ont commencé dès 1970. On trouvera au chap. 8.5 ci-après un exposé de Claude Fauquignon (ISL) sur ces découvertes originales.

Le graphique ci-joint illustre l'évolution des C.C. des missiles sur un demi-siècle : on partait d'une pénétration de l'ordre du calibre pour le multiplier régulièrement et jusqu'à 10 aujourd'hui.

On trouvera d'ailleurs un graphique tout aussi spectaculaire dans le tome 5 de " l'histoire des poudres ", rapporté par l'IGA PAGET , et se référant à une synthèse de MBB Schröbenhausen.

Il est à remarquer que les C.C. aussi optimisées pour les vecteurs antichars sont censées correspondre au seul combat contre les blindés. Mais ce sont aussi d'excellentes armes contre les blockhaus, ainsi que cela a été démontré par les britanniques avec le MILAN (dans la guerre des Malouines) et par les Français avec le HOT lors de la guerre du Golfe.



8.5 : *Blindages réactifs et charge tandem* (*par Claude FAUQUIGNON*)

8.5.1- Nouveaux blindages et charges appropriées.

Lors de discussions avec la RFA et les Etats-Unis, il s'est confirmé que le blindage actif était la seule solution permettant d'arrêter les projectiles performants et de grand calibre en cours d'étude (Réunion dans le cadre du DEA de balistique F/USA du 17.11.1981).

La charge tandem imaginée à l'ISL a fait l'objet d'essais d'évaluations, statistiques et dynamiques, chez plusieurs industriels. La solution du " noyau explosant " pour la charge de tête (brevet ISL) qui permet de dégager l'axe pour le tir de la seconde charge a confirmé son intérêt au cours de ces essais.

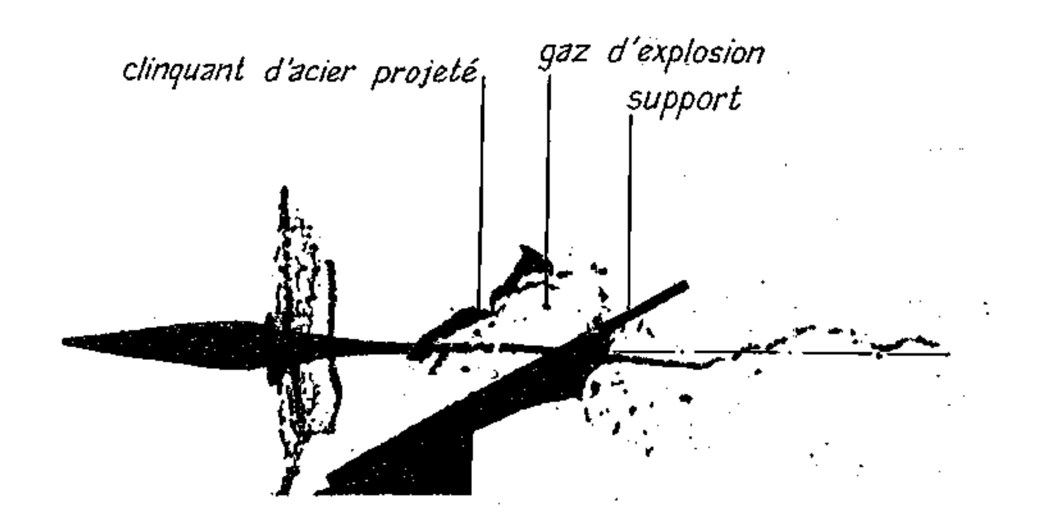
Aux Etats-Unis et en RFA, les charges tandem font l'objet de travaux intensifs et sont considérées comme une solution à l'attaque des nouveaux blindages.

8.5.2- Découverte du principe du blindage actif

Cette découverte a fait l'objet de brevets en France, en Grande-Bretagne et aux Etats-Unis qui garantissent l'originalité.

Elle a pour origine trois observations :

SCHEMA 6



Perturbation d'un jet par une détonation transverse.

- Dans une charge creuse, on génère un projectile qui s'étire sous l'action du gradient de vitesse qui lui est communiqué lors de sa formation.

- Le pouvoir de pénétration d'un jet est proportionnel à sa longueur. L'énergie dont on dispose étant finie, on obtient une augmentation de l'allongement au détriment du diamètre :

le jet est donc un projectile très effilé et rapide mais sensible à des sollicitations transversales.

- La cratérisation est obtenue par consommation progressive des éléments de jet lors de leur impact au fond du cratère déjà formé : il en résulte que les divers éléments du jet doivent être bien alignés de façon à arriver intacts au fond du cratère sans perdre leur énergie et leur masse par érosion sur les parois du canal toujours assez étroit déjà formé.

- Le principe du blindage actif consiste à communiquer des perturbations transverses à

un jet afin de lui faire perdre son caractère rectiligne.

- Ces perturbations sont obtenues (schéma 6) par échange de quantités de mouvement lors de l'interaction du jet avec une plaque métallique mince disposée obliquement et accélérée à la vitesse Vp par la détonation d'une couche d'explosif. Celle-ci est amorcée par la tête du jet.

- Pratiquement, on communique aux divers éléments du jet une composante de vitesse transverse alors que leur vitesse initiale était purement axiale.

- Le schéma 6 est la radiographie d'un tel jet perturbé.

- Le blindage actif est donc constitué des éléments suivants, disposés obliquement par rapport à la direction de la menace ;

- Une couche (ou feuille) d'explosif disposée entre deux lames métalliques minces.

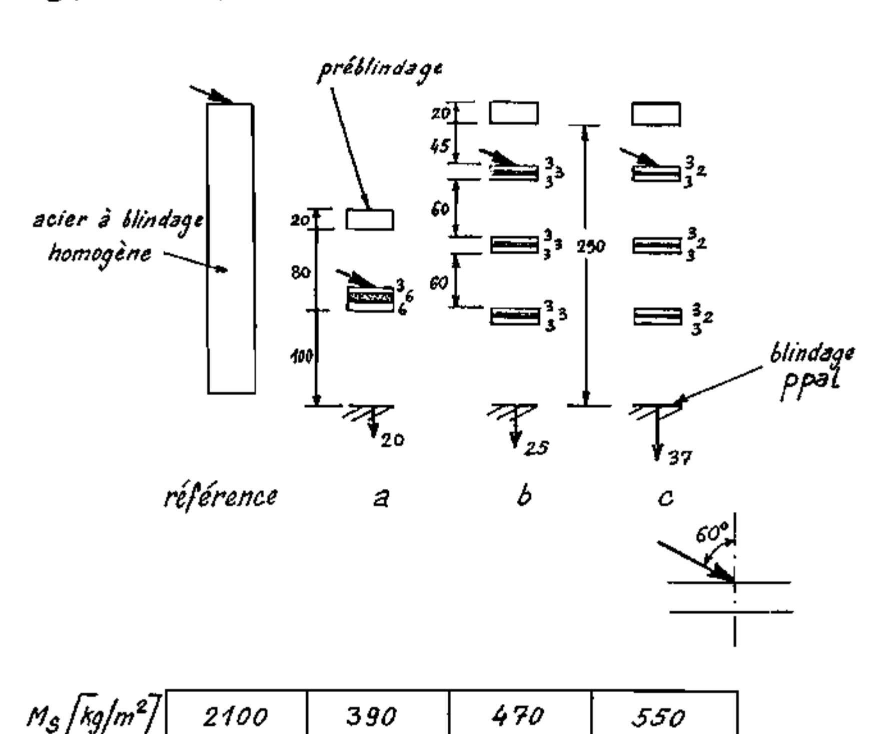
- Un espace d'air en avant du sandwich précédent permettant le vol libre de la plaque de métal.

- Un milieu léger où les éléments de jet qui ont acquis une composante transversale de vitesse vont se disperser avant d'atteindre le blindage principal.

8.5.3 Optimisation

Le principe étant acquis, on a optimisé la protection afin de réduire sa masse et son encombrement face à une menace donnée.

SCHEMA 7



M_S [kg/m²]	2100	390	470	550
encombrement [mm]	270	220	340	350

Résultats ISL - charge MILAN = stricte perforation

Principaux résultats :

Le dimensionnement des constituants de la protection optimale peut s'exprimer en fonction du calibre Ø de la charge adverse. Cela a été vérifié pour plusieurs types de charges creuses à performances élevées (pénétration nominale dans l'acier ≈ 6 fois le calibre de la charge).

Le matériau léger entre la couche active et le blindage principal arrière peut être indifféremment une matière plastique faible densité ou de l'air.

Des explosifs très peu sensibles peuvent être employés et les travaux actuels utilisent l'explosif FORMEX à liant caoutchouc comme pratique d'emploi et pour réaliser une polyvalence de la protection (efficacité contre les perforants cinétiques). Il est intéressant de laisser voler la plaque métallique située derrière la couche d'explosif : dans toutes les études et réalisations actuelles le milieu de dispersion est de l'air.

Pour fixer les idées, on notera (schéma 7) qu'un blindage actif assure la protection contre la charge MILAN sous 60° OTAN, avec une masse de 390 kg / m2 et un encombrement de 220mm, alors que l'acier à blindage ayant le même pouvoir protecteur aurait une épaisseur d'environ 270 mm, soit 2100 kg / m^2.

- Il convient de préciser que la masse du blindage actif considérée ici inclut un préblindage acier de 20 mm destiné à protéger la couche active contre les projectiles de petit calibre et les éclats.

8.5.4 - Conception modulaire de blindage actif

Une utilisation pratique du blindage actif implique que l'on limite la détonation de l'explosif à la zone d'impact du jet. Cela conduit à concevoir un dallage, chaque dalle étant séparée de ses voisines par une cloison empêchant la propagation de la détonation et d'un incendie accidentel.

Or, le principe reposant sur l'interception du jet par une plaque métallique en mouvement, on conçoit que cela n'est pas réalisé en tout point d'impact sur une couche de longueur finie. La radiographie du schéma 6 illustre bien ce fait : l'instant de la prise de vue correspond à peu près à la fin de l'interception.

Pour résoudre ce problème, on a conçu une protection en trois couches parallèles : on montre alors que quel que soit le point d'impact, la totalité du jet est interceptée par le vol des plaques de deux des couches.

Pratiquement, ceci se traduit (schéma 7) par une augmentation surtout sensible de l'encombrement.

Les cas b et c se distinguent par des épaisseurs différentes des couches explosives (c correspond à la même masse totale d'explosif que la monocouche a).

8.5.5 - Bilan de l'efficacité de la protection active

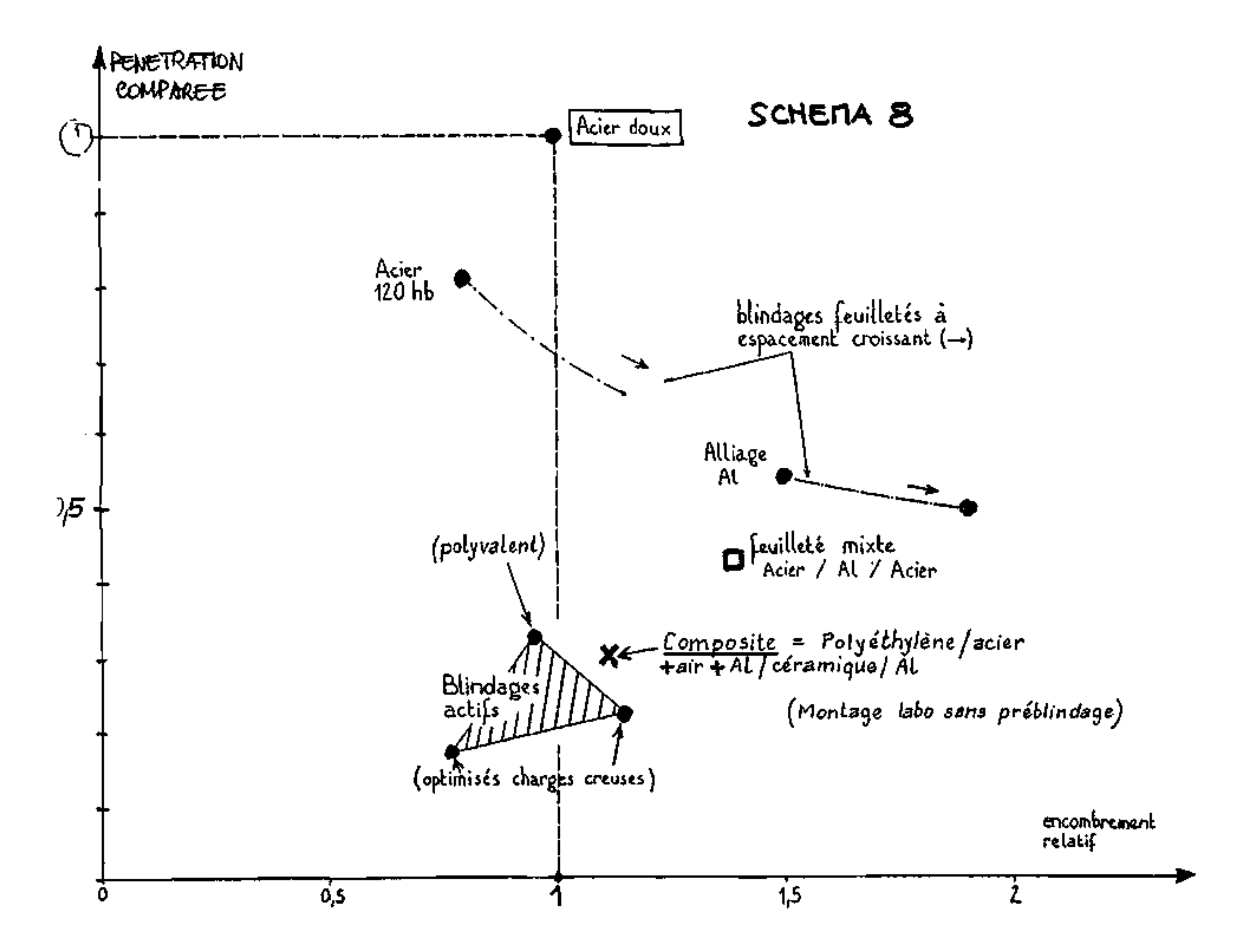
Vérification face à diverses charges creuses militaires

Les études de base sont effectuées à l'ISL sur de petites charges (grenades à fusil de 40 mm), puis les résultats sont vérifiés par extrapolation sur des charges de plus grand calibre.

La vérification de la réduction du pouvoir perforant a été faite avec succès sur :

- MILAN : essais faits à l'ISL sous 45° et 60°.

- OCCFI : essais faits à l'ETBS sous 45° et 60° avec vitesse à l'impact voisine de 950 m/s.



Comparaison avec d'autres blindages modernes

Nous avons représenté (schema 8) la situation en 1978. Chaque solution y figure par sa masse et son encombrement relatifs, la référence étant, selon la tradition, l'acier doux (R= 40 hbar).

Les blindages actifs y sont représentés par un triangle dont les trois sommets correspondent respectivement :

- à la protection monocouche
- à la protection modulaire tri-couche
- à une composition assurant la protection simultanée contre charge creuse et projectile flèche tiré par une arme de même calibre.

L'intérêt du blindage actif repose sur sa polyvalence et, face à la charge creuse seule, sur sa moindre masse, à condition que son intégration à une structure de char n'introduise pas de contraintes pratiques d'emploi pénalisantes.

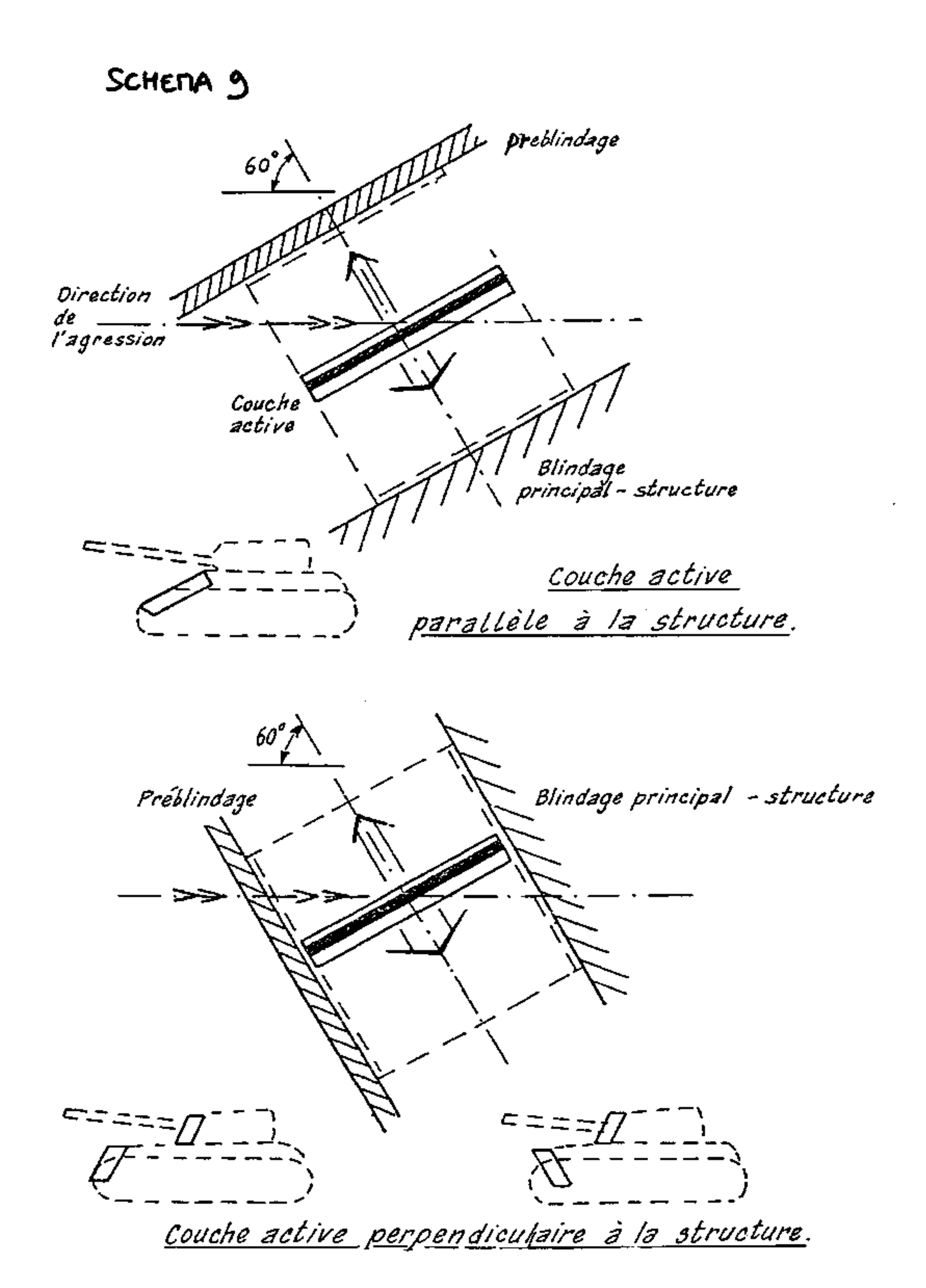
8.5.6 - Analyse des problèmes d'intégration du blindage actif à un véhicule

L'emploi de la protection active implique que l'on dispose d'un volume libre (schéma 9) entre un préblindage et la structure à protéger ; à l'intérieur de ce volume est disposé le sandwich métal / explosif / métal dont la normale doit faire un angle au moins égal à 60° avec la direction de la menace, c'est-à-dire, en général, avec l'horizontale.

Cela étant posé, deux possibilités simples d'intégration existent :

a) – le préblindage et la structure sont parallèles à la couche active : il s'agit du cas traité jusqu'à présent et qui, pratiquement, correspondrait à la protection d'une plage avant de char.

b) – le préblindage et la structure sont perpendiculaires à la couche active : les normales à ces surfaces à protéger font alors un angle de + ou – 30 °avec l'horizontale, ce qui correspondrait à des éléments de tourelle ou de plaque frontale.



8.5.7 - Conception d'une tête à charges creuses contre les nouveaux blindages

1- Les blindages actifs ont été conçus puis optimisés comme protection contre les charges creuses à performances élevées, c'est-à-dire dont les jets sont capables d'un grand allongement au détriment de leur diamètre.

- On a évalué l'efficacité des blindages actifs contre toute une variété de charges allant de la charge creuse à la charge plate.

- On voit que la réduction du pouvoir perforant, c'est-à-dire l'efficacité de la protection, diminue bien lorsque la finesse du projectile formé diminue, mais, comme la pénétration nominale (dans l'acier homogène) est elle-même faible, le blindage actif est, dans tout les cas, suffisant pour garantir une protection avec un devis de masse voisin face à toutes les charges.

- Pratiquement, face à toutes les charges, le blindage actif assure une protection avec une masse équivalente à celle d'une plaque d'acier dont l'épaisseur est égale ou inférieure au calibre du projectile adverse.

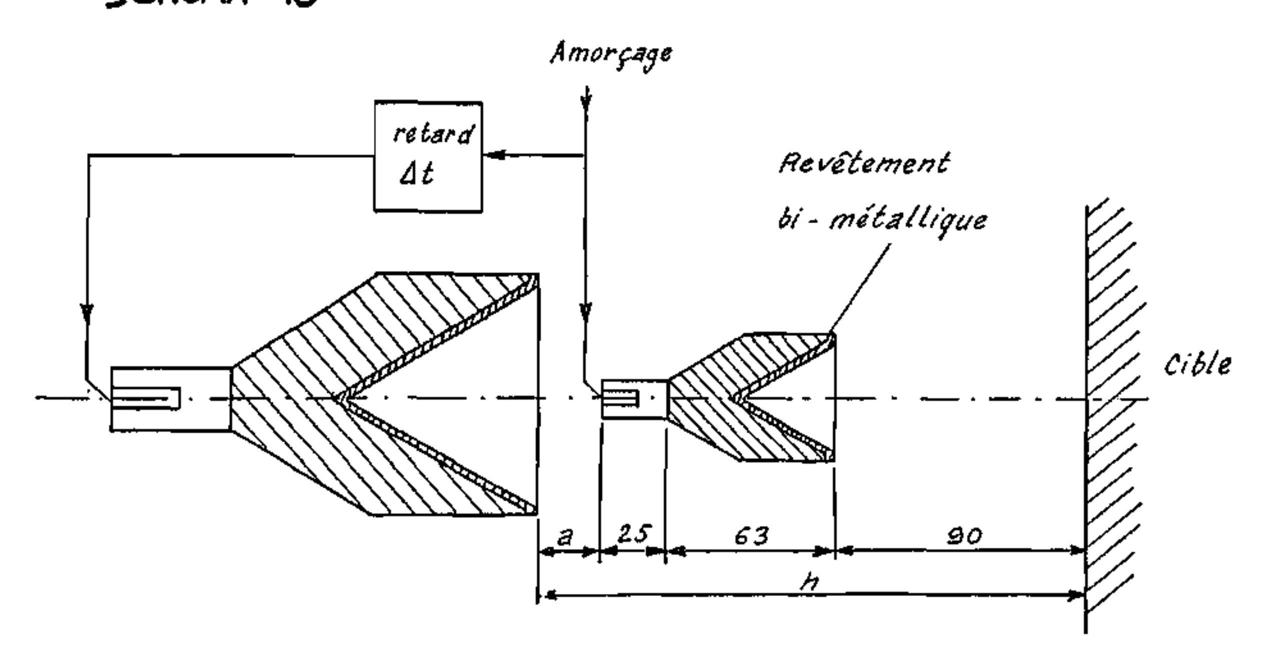
2 - Principe de la tête contre protection à durée de vie limitée.

On peut remarquer que les blindages actifs, ainsi que les protections faisant appel aux verres et céramiques, sont caractérisés par une durée d'action limitée :

a) L'efficacité du blindage actif est liée au vol des plaques métalliques : dès que celui-ci est interrompu par impact sur le préblindage ou la structure, l'effet protecteur disparaît.

b) Le pouvoir protecteur des verres et céramiques repose sur le faible diamètre du cratère qu'un jet y produit. Lui-même est associé à la dilatation (verre) ou à la dureté sous pression (céramiques) du matériau. La mise en tension de ceux-ci lorsque les ondes de détente réfléchies sur les parois du confinement auront atteint la zone du cratère provoque la disparition irréversible des propriétés responsables de l'effet protecteur.

SCHEMA 10



Charge à deux étages temporisés.

Ces observations nous ont conduits à concevoir une tête à deux charges creuses en disposition tandem :

- La première, déclenche les processus physiques assurant l'effet de protection.

- La seconde est amorcée avec un retard égal à la " durée de vie " du blindage adverse. De plus grand calibre que la première, elle assure alors la perforation.

3 - Réalisation

Le schéma *10* représente une telle tête, dont l'efficacité a été prouvée contre les blindages actifs et les blindages à base de céramique. Le retard de déclenchement entre deux charges est de 100 µsec. Afin que la charge de tête ne perturbe pas le fonctionnement ultérieur de la charge principale, deux précautions ont été prises :

a) Lors du déclenchement de la charge principale, l'axe est toujours encombré par le noyau de la charge de tête animé d'une vitesse de l'ordre de 200 m/s. Afin d'éviter des effets perturbateurs sur le jet principal, on a réalisé un revêtement bi-métallique pour la charge de tête.

La partie interne destinée à aller dans le jet est en cuivre, alors que la partie externe qui forme le noyau est un matériau à faible cohésion. Ainsi, après implosion sur l'axe, le noyau rebondit en formant un nuage de fines particules.

b) Un écran percé d'un trou central protège la charge principale des effets de chocs générés par l'explosion de la charge de tête. Les résultats ISL ont été transférés à la fin de 1977 à l'ETBS / CETAM en vue de l'évaluation des problèmes techniques d'intégration par l'industrie.

ANNEXES AU CHAPITRE 8

A.1.Les Explosifs

On trouvera dans " Une histoire des poudres " de l'IGA TOCHE, tous les renseignements voulus sur les explosifs, leur mise en œuvre et leur emploi (cf. volume 2, tome 4)

On en rappellera ici quelques caractéristiques significatives :

Les substances explosives sont essentiellement caractérisées par leur densité δ et leur vitesse de détonation (D).

Rappelons que la pression de détonation est de la forme : $\delta \frac{D^2}{4}$

Cela représente une pression de quelques 3000 Hbars (pour une densité de 1,7 et D = 8 km /s) comparée aux 110 -120 Hbars de limite structurales des aciers à blindages.

La recherche de la sécurité d'emploi implique une faible sensibilité aux effets de chocs et de friction (impacts de balle) ainsi qu'à ceux de la température : utilisation dans les conditions climatiques extrêmes et dans les incendies. De sorte qu'à défaut de trouver le composé miracle, il sera procédé à des mélanges bien dosés pour optimiser les performances, tout en gardant une bonne résistance mécanique et thermique.

Le tableau ci-après résume les principales caractéristiques et performances des explosifs usuellement employés dans les C.C. des antichars. Densité et vitesse de détonation vont déterminer le niveau des pénétrations.

REFERENCE	TOLITE Trinitrotoluène : TNT	HEXOGENE Cyclonite	OCTOGENE Homocyyclonite : HMX
DENSITE	1,65 solide 1,46 fondu	1,82 cristalisé (maxi)	1,91 pour cristal ß (maxi)
VITESSE DE DETONATION (m/s)	6800 (pour d = 1,6)	8750 (pour d = 1,82)	9100 (pour d = 1,9)
Impact et Frottement Effets thermiques	Peu sensible Stable pour θ ≤ 150	Sensible Stable pour θ ≤ 150	Sensible en ß (Très sensible en ∝) Stable pour θ ≤ 200
EMPLOI	obus, torpilles, détonateurs Flegmatisant pour Hexogène, octogène	chargements en fondu avec tolite (hexolite) ou cire (hexocire) ⟶ C.C	chargements en compression à chaud avec tolite ou cire. C.C Implosion

Caractéristiques des chargements de C.C.

Au lendemain de la seconde guerre mondiale, c'est l'hexolite, mélange d'hexogène et de tolite qui constituera l'essentiel des chargements des C.C. (première et deuxième générations).

Les taux usuels sont entre 60 et 70 % (recherche d'un maxi pour la densité et la vitesse de détonation compatible avec la sécurité).

A partir de 1965, l'octogène devenant industriellement disponible en France, de nouveaux chargements en octolite (80 à 85 % d'octogène) sont réalisés : nouvelles têtes pour MILAN et HOT (1985) ainsi que pour la troisième génération : ACMP, ACLP (1990).

Amorçage des charges

Les faibles temps de réaction entre le premier contact de l'ogive avec la cible et l'initiation de l'explosif nécessitent des amorçages réagissant en quelques microsecondes. L'histoire des poudres (document COMHART), dans le volume 2, tome 6 (IGA PIAGET) raconte les péripéties conduisant à la réalisation de ces éléments, avec la recherche permanente, comme dans les explosifs eux-mêmes, d'un compromis entre la réactivité et la sécurité.

Ainsi différents produits ont été tour à tour mis en œuvre : azoture de plomb, trétrazène, azoture d'argent. Ce dernier est en vogue depuis 1960, alors qu'il était déjà connu depuis une centaine d'années. Mais il était réputé pour être éminemment sensible sous sa forme cristalline et dangereux d'emploi. Des procédés de synthèse (mis au point par Tarbes) en font aujourd'hui une poudre compactable d'usage courant.

L'initiation axiale utilisée à l'origine, détermine une onde de détonation sphérique inclinée vers l'arrière, qui induit des conditions défavorables pour l'embase du cône (non-homogénéité du jet).

Par rapport à une onde verticale (perpendiculaire à l'axe), il y a une perte d'au moins 10 % dans l'obtention d'une longueur d'un jet max (c'est-à-dire de pénétration).

Lors de la deuxième génération de missiles, il a été introduit au niveau du détonateur un écran plastique inerte, inhibant la partie axiale de l'onde et déviant celle-ci vers la périphérie de l'explosif, ce qui génère des fronts d'ondes voisins de la verticale. On voit bien ce dispositif dans les coupes des C.C. de deuxième génération.

A.2 - Caractéristiques du jet projeté

A.2.1 - Projection du revêtement

La détonation initiée devant le sommet du cône de revêtement parcourt la masse d'explosif disposée autour de la forme métallique. Elle provoque la projection vers l'axe des éléments constitutifs avec une vitesse qui dépend du ratio (masse d'explosif ÷ masse métallique).

Comme ce rapport décroît, depuis le sommet du cône jusqu'à son embase, les vitesses évoluent dans le même sens, c'est-à-dire :

- maximales pour les éléments du sommet du cône.
- minimales pour les éléments de l'embase.

La forme " symétrie radiale " donnée à la charge implique que la vitesse de projection a deux composantes cartésiennes :

- une composante axiale (entraînement global).
- une composante radiale (vers l'axe).

La symétrie de la projection implique également les temps de parcours et les éléments ainsi projetés vers l'axe, font simultanément impact au moment de leur rencontre sur l'axe.

A ce moment, par effet d'action-réaction, il y a combinaison des vitesses axiales et radiales pour générer :

- un jet, vers l'avant, avec des vitesses cumulées : composante axiale + composante radiale (redistribuée après impact).

- un noyau, en arrière, avec des vitesses différentielles : composante axiale - composante radiale (équilibre action-réaction de l'impact).

A.2.2 – Particularités de la projection axiale

Du fait de la distribution conique des masses du revêtement et d'explosif, les vitesses de la projection sont :

- maximales pour les éléments proches du sommet du cône.
- minimales pour les éléments de l'embase.

Les configurations jet- noyau sont donc affectées de gradients de vitesses très spécifiques :

- pour le jet : la vitesse est maximale pour la tête du jet (8 à 10 km / s). Elle décroît à mesure qu'on recule vers l'arrière du jet (1 à 2 km / s). Soumis à ce gradient continu, le jet est donc en ETIREMENT.

- pour le noyau : il y a inversion du gradient des vitesses, ce qui génère une COMPRESSION et un ralentissement global (1 km/s).

Cette recomposition dynamique de la projection du revêtement nécessite :

- une symétrie radiale des masses de revêtement et d'explosif.
- un synchronisme pour la propagation de détonation autour du cône.
- l'obtention de vitesses de projection axiales cohérentes avec la détonation de façon que l'ordonnancement jet - noyau puisse s'effectuer (cf nota ci-après).

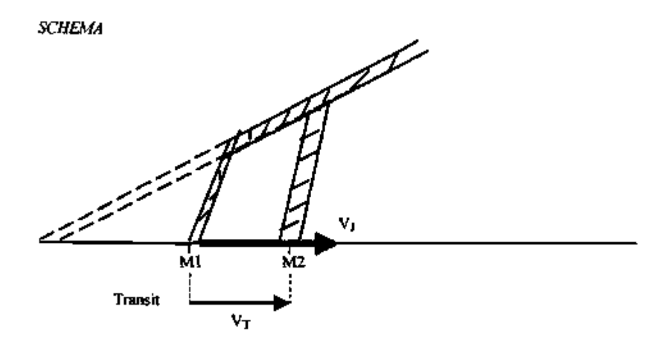
NOTA A.2.2 : 1° Conditions pour un jet homogène

Les éléments successifs de la projection ne proviennent pas de la même origine, mais de positions décalées successivement touchées par la détonation. La forme (dite stationnaire) du relèvement du cône se déplace à une vitesse apparente Vt (transit) qui n'a pas de réalité dynamique.

La projection en M1 se perpétue en M2 etc. (à la vitesse de transit VT). Le jet issu de M1 (vitesse VJ) doit se placer devant M2 lorsque celui-ci arrive sur l'axe, de façon à perpétuer l'ordonnance jet – noyau. S'il arrive après, il y aura alternance d'élément jet – noyau et la cascade des collision va annuler la réjection due à l'impact axial, et les éléments, dans cette distribution non-homogène, seront tous à la seule vitesse axiale de projection.

Il y a donc une condition fondamentale pour créer l'effet charge creuse : V jet > V transit.

Dans ce cas seulement il y a cohérence pour les éléments projetés et donc formation du jet de C.C.



Autrement, les éléments projetés s'intercalent, en mélangeant noyau et jet, d'où un ensemble limité à la vitesse résiduelle axiale, et se combinant avec le noyau formé antérieurement (ce qui arrive pour les éléments de l'embase du cône dès que l'ouverture d'angle devient inférieure à 45 °. Pour des ouvertures très faibles (angle < 15°) il n'y a plus du tout de formation jet - noyau.

2° Limitation supersonique

Avec des explosifs à grande vitesse de détonation (> 7500 m/s), il semblait qu'on allait ouvrir un domaine illimité à l'amélioration de l'effet de C.C., jusqu'à ce qu'apparaisse une contrainte nouvelle, à savoir l'obligation de ne pas lors de l'impact axial, générer une projection dont la vitesse dépasse la vitesse du son dans le métal lui-même.

En effet, dès lors que la composante de vitesse radiale, qui après recomposition sur l'axe, s'ajoute à la composante axiale, dépasse la vitesse sonique dans le métal, il semble qu'il y ait décohésion des éléments, probablement sous l'effet d'une surpression d'onde.

C'est une limite à prendre en compte pour des vitesses de détonation élevée combinées avec des métaux à faible vitesse du son (tentatives pour remplacer le cuivre par des métaux plus denses).

Le cuivre, avec ses 4500 m/s, semble toujours très compatible avec les explosifs les plus rapides.

Cette tendance du jet à s'allonger tout en demeurant continu va conditionner les performances de pénétration des blindages et elle va dépendre :

- des qualités propres au revêtement pour fluer (continuité moléculaire).
- des pressions générées par la détonation de l'explosif (environnement pressurisé).

A.2.3 - Formes de la projection

Au moment où tout l'explosif détone, on a l'image suivante du dard :

A) Le jet à l'avant, propulsé à la vitesse maximale Vj, décroissante de la tête à l'arrière, de sorte que le jet se présente comme un dard de longueur croissante avec le temps.

L'ordonnancement des éléments du cône initial est :

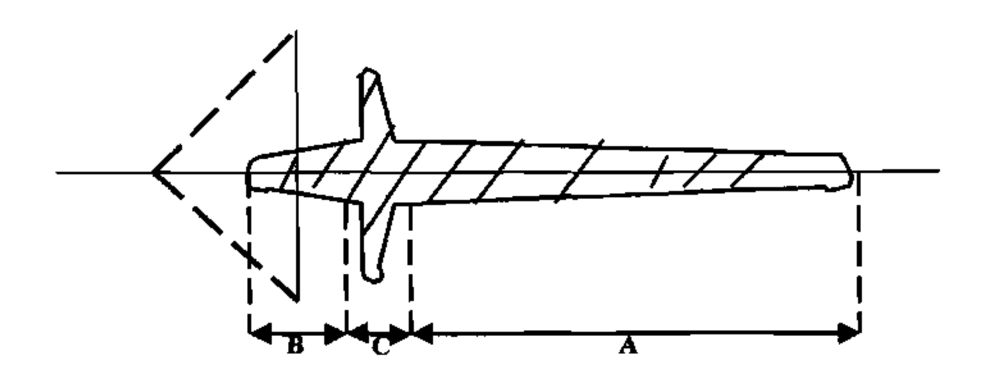
-la tête du jet pour les éléments du sommet.

-la queue du jet pour les éléments de l'embase.

Il y a *retournement* du *revêtement.*

B) Le noyau à l'arrière, propulsé à la vitesse réduite Vn, variant en décroissance de l'arrière du noyau à l'avant du noyau, ce qui le soumet à un empilement et donc à un ralentissement global (quelques centaines de mètres / seconde).

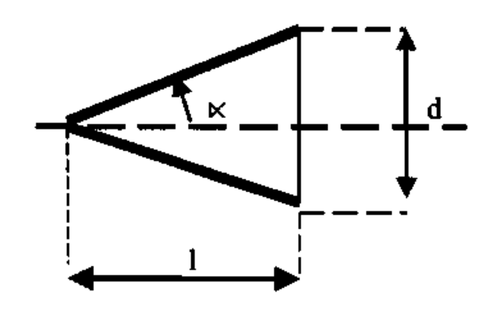
L'ordonnancement des éléments est analogue à celui du cône initial (il n'y a pas de retournement comme dans le jet) .



C) <u>La partie intermédiaire,</u> constituée par les éléments projetés en condition de non homogénéité, à des vitesses inférieures à la queue du jet et supérieures à la tête du noyau. C'est un cortège d'éléments reliant le noyau et le jet, auquel s'ajoutent les derniers éléments de la projection à des vitesses plus lentes, qui forment à ce moment une sorte de disque radial entre le jet et le noyau.

A noter la forme curieusement similaire à celle d'une épée à coquille, avec la même fonction pour la lame...

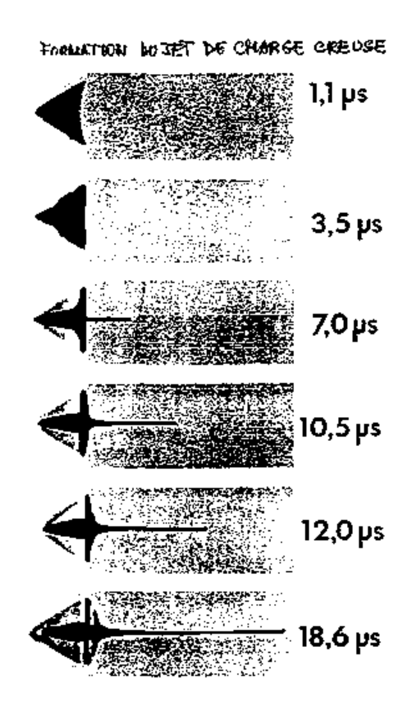
Le schéma de la formation du jet : projection + étirement, suggère qu'il y a intérêt à ce que la longueur axiale projetée initialement soit aussi grande que possible, c'est-à-dire que l'angle d'ouverture d'angle soit très fermé :



l maximum devant d (le diamètre)
A étirement identique, c'est ainsi qu'on
aura la longueur de dard maxi
et donc, comme on le verra,
la pénétration maximale.

Cependant, l'effet de non-homogénéité, résultant de la diminution de l'angle au sommet du cône, devient de plus en plus pénalisant, et détruit, pour des 1/2 angles très inférieurs à 30°, le gain imaginé plus haut..

Il n'est pas impossible de conjuguer efficacement ces paramètres contradictoires en aménageant une épaisseur maximum d'explosif avec un petit angle d'ouverture et en ouvrant progressivement celui-ci aux abords de l'embase du pseudo - cône ainsi formé :



La forme en trompette, adoptée pour l'ENTAC, semble avoir été heureuse, puisqu'on a trouvé lors des essais des résultats de pénétration de près de 5 calibres, ce qui à l'époque était exceptionnel.

Néanmoins, l'obligation d'avoir une parfaite symétrie radiale dans l'explosif, comme dans le revêtement, s'accomode moins bien de formes complexes que du cône tout simple, dans une fabrication de grande série.

A.2.4 - Répartition des masses dans le jet et le noyau

Cette répartition des éléments de revêtement est conditionnée par :

1- La loi action réaction de la projection qui répartit également les éléments dans le jet et le noyau dans l'impact nominal.

2- Les défauts canoniques de la projection à savoir :

- Les éléments de l'embase du cône projetés en condition de non-homogénéité (VJ < VT) et qui ne peuvent former de couple jet-noyau, du fait de leurs interférences sur l'axe. C'est un défaut majeur pour les charges creuses (angle < 30°) : pertes atteignant 20 % pour un angle égal à 30° et 100 % pour un angle inférieur à 15°.

- Les éléments du sommet du cône qui n'ont pas la dynamique suffisante pour atteindre la vitesse de tête de jet ou qui sont en condition supersonique (pour des détonations > 7500 m/s).

3- Les défauts structuraux de fabrication (répartition de l'explosif et du revêtement dans la symétrie axiale) qui génèreront autant de défauts dans la projection, en sus des précédents.

Au total, la masse du jet sera une petite partie de la masse de revêtement, très inférieure à 50 % : pour une charge optimisée pour la pénétration (avec un angle égal à 30° et une épaisseur cuivre égale à 2 % du diamètre charge), on ne retrouve plus que 25 % du revêtement total dans le jet " utile ".

A.2.5 - Dissociation du jet

Après un certain temps d'étirement, le jet se fragmente en petits morceaux (après avoir atteint une longueur maxi L_{max} qui est une caractéristique essentielle de la pénétration).

La dissociation commence par la tête du jet, puis très vite concerne toute la longueur du jet.

A l'origine, semble-t-il, c'est la chute des pressions générées par la détonation, qui, en dessous d'un certain seuil, dû au métal en projection, n'assure plus son alimentation pendant l'étirement. D'autres conditions peuvent s 'y ajouter :

- irrégularités locales dans l'état moléculaire du cuivre.

- résonances de surface induisant des structures croissantes avec le temps dans la section du jet.

D'une façon générale, le jet se scinde en plusieurs dizaines de fragments. Pour le HOT Ø 103 mm, on a mesuré quelques dards dissociés, et trouvé les éléments suivants :

- longueur totale bout à bout L_{max} = 12d

- nombre de fragments = 70

- allongement de chaque élément (longueur/ diamètre) = 4 à 5 (le plus petits en tête et les plus gros en queue du cortège).

Comme c'est une phase où le jet perd son efficacité en pénétration, il y a donc intérêt à

la minimiser, et à rechercher l'impact cible avant d'avoir une totale dissociation, ce qui correspond à une distance d'attaque optimale, évaluée ci-après.

A.3. Pénétration des cibles

A.3.1. Formation d'une cavité dans une paroi normale homogène.

En percutant une paroi homogène, le jet génère des pressions instantanées qui provoquent le refoulement des molécules de la paroi. Si les pressions d'impact sont grandes devant la pression à rupture de la paroi et les liaisons plastiques dans le revêtement, on se trouve dans l'hypothèse dite "où le jet se comporte à peu près comme un jet d'eau attaquant un tas de sable."

En pratique, la paroi a une limite mécanique finie : P_{LIM} correspondant à une rupture structurale. Si la pression incidente est inférieure à P_{LIM} il y aura déformation (élastique ou plastique) mais non-pénétration (pour un jet de cuivre attaquant une paroi d'acier à 110 Hbars, ceci correspond à un jet ayant une vitesse inférieure à la limite V^*_J N 500 m/s).

Lorsque la pression d'impact est supérieure à cette limite de résistance du blindage, les molécules du jet pénètrent dans la cible en repoussant les molécules de la cible, créant ainsi une cavité s'approfondissant à mesure que le jet (en étirement) s'use lui-même.

La vitesse de refoulement des molécules de la cible s'effectue à une vitesse VC de sorte que la pression d'attaque du jet sera : $P_C = 1/2\varphi_J (V_J - V_C)^2$.

La pression résistante de la cible de masse spécifique φ_C et de la pression limite P_{LIM} sera $P = P_{LIM} + 1/2\varphi_C V_C^2$.

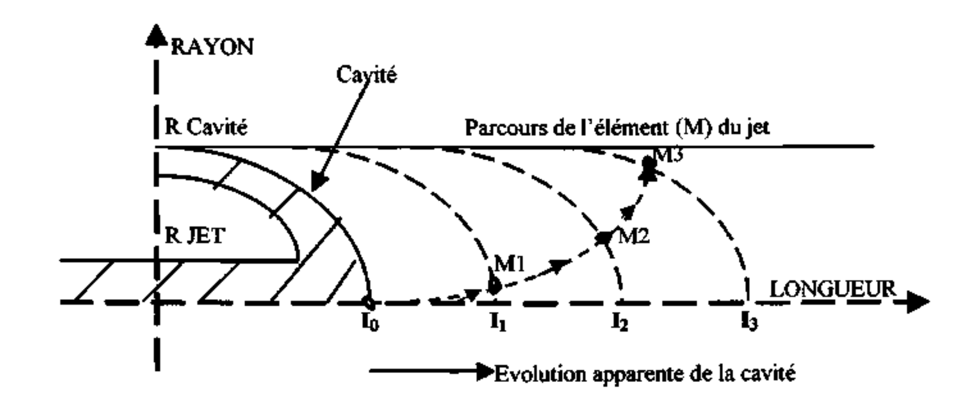
L'égalité de ces deux pressions permet de calculer VC en fonction de VJ.

On trouvera entre ces deux vitesses un coefficient égal à $\sqrt{\varphi_J} / \varphi C$ qui dans le cas du cuivre et de l'acier peut s'assimiler à 1.

D'autre part P_{LIM} étant petit vis à vis de P_C, le résultat devient simple : $V_C = 1/2\ V_J$ ce qui va permettre de dimensionner facilement la pénétration.

A ce moment il se dépose donc sur la paroi, en subissant d'ailleurs un nouveaux retournement (voir le graphe de simulation ci-après).

Le calcul de la masse de blindage déplacée fait que le diamètre de la cavité est proportionnel à celui du jet amplifié par un coefficient fonction de la vitesse du jet : pour la tête du jet, le diamètre de la cavité est 10 fois plus grand que le jet lui-même, du fait de la vitesse max : 8 à 10 Km/s.



A.3.2 Dimensionnements de la cavité (jet continu dans la paroi massive).

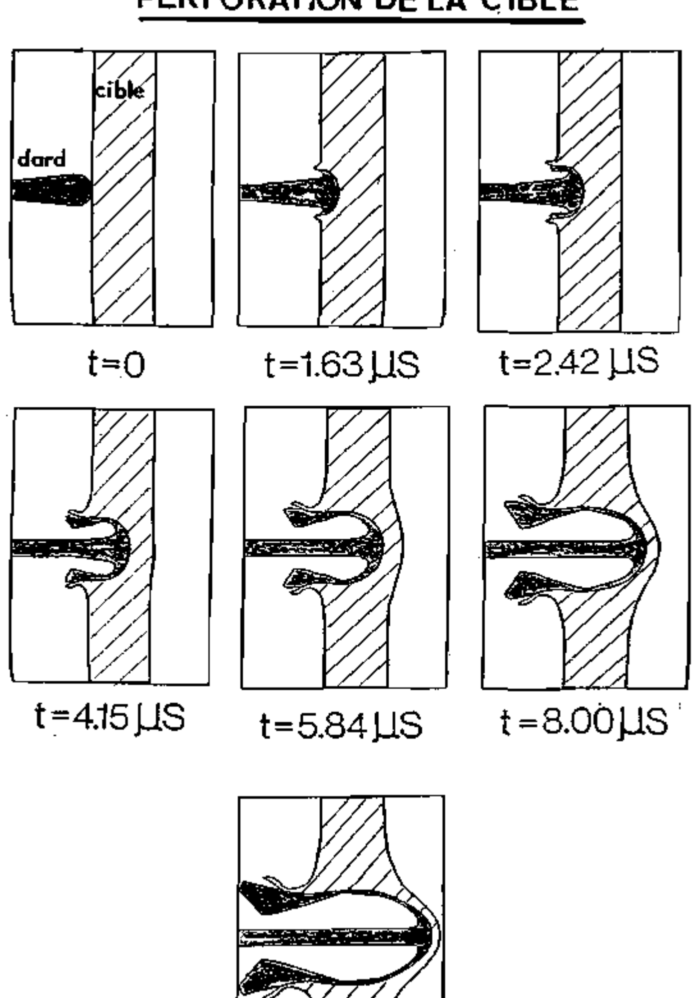
Evaluation de la longueur de pénétration :

Elle se déduit du fait que l'allongement dXP s'effectue à la vitesse V_J 2, de même que la perte de longueur du jet dL_J : $dX_P = dL_J$.

La pénétration instantanée est égale, dans le cas Cuivre / Acier, à la longueur instantanée du jet consommé.

Evaluation du rayon de la cavité :

Cette cavité se forme par le fait que les éléments du jet refoulent ceux de la paroi en usant progressivement leur vitesse comme le montre la figure précédente, alors que la cavité avance de I_0 en I_1, etc... le point du revêtement en I_0 occupe les positions M1, M2 etc. jusqu'à ce qu'il soit complètement usé (sa vitesse d'impact chutant vers 0).



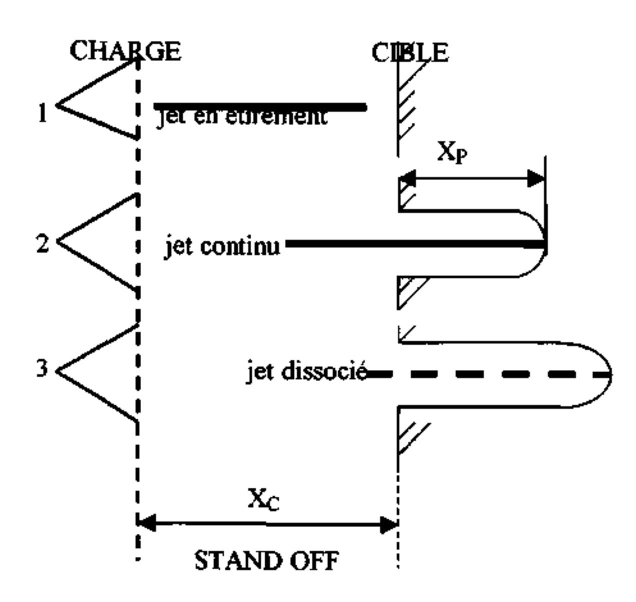
A ce moment, il se dépose donc sur la paroi, en subissant d'ailleurs un nouveau retournement (voir le graphe de simulation ci-dessus).

Le calcul de la masse de blindage déplacée fait que le diamètre de la cavité est proportionnel à celui du jet amplifié par un coefficient fonction de la vitesse du jet. Pour la tête du jet, le diamètre de la cavité est 10 fois plus grand que le jet lui- même, du fait de la vitesse max : 8 à 10 Km/s.

A.3.3 Pénétration du jet dissocié

Lorsque le jet s'interrompt, il ne peut plus alimenter les pressions Pc et les éléments du revêtement engagés dans la cavité ne peuvent plus continuer le même refoulement de la cible que dans le cas précédent.

Le refoulement du métal de la cible s'arrête donc plus ou moins instantanément, avec une première perte de rendement du fragment terminal. Lorsque le jet redevient actif, il doit remettre en route la dynamique de refoulement, avec également une perte de rendement initial.



Une succession de fragments dissociés entraîne donc une perte d'efficacité, d'autant plus grande que la vitesse du jet décroît, c'est-à-dire pour la partie AR du jet.

L'analyse des courbes de pénétration en fonction du stand-off montre qu'avec un jet complètement dissocié, la pénétration n'est plus que de 40 % environ celle du jet continu (moyenne globale).

En suivant les schémas ci-contre, on voit que la distance X_c entre la charge et la cible va déterminer l'ampleur de la pénétration X_P.

Il y a donc une distance optimale X_c* (stand-off optimal) pour laquelle on aura une pénétration de jet continu, augmentée par le jet restant (dissocié) et qui sera maximale : $X_{P\ MAX}$.

En fait la longueur maxi qu'atteint le jet juste avant sa dissociation L_{max} et qui d'ailleurs reste inchangée après cet instant si on met les éléments bout à bout sera une mesure du

potentiel de pénétration de la charge : les valeurs de pénétration ($X_{P\ MAX}$) et de stand off optimal (X_C*) se mesurent par rapport à L_{max}. Les calculs donnent des valeurs telles que :

$$X^*_c = 0{,}4 L_{max} \qquad X_{max} = 0{,}5 L_{max}$$

A titre de références, des mesures sur le jet dissocié du HOT 150mm donnent des valeurs de L^*_J de l'ordre de 12 d et les performances de pénétration de cible massive donnent : X^*_c=5d et X_{max}=6d.

- La longueur du jet est conditionnée par l'étirement continu du revêtement qui peut s'expliquer par :

Un état superductile du cuivre permettant un glissement continu des molécules les unes sur les autres, et qu'on a amélioré par des traitements comme le recuit ou le fluotournage.

Les surpressions de la détonation autour du dard qui, tant qu'elles s'exercent de façon notable, feront fluer le métal même si ce dernier a conservé une capacité de résistance (viscosité ; élasticité) qui limite son étirement (qui n'est pas infini).

L'amélioration de la profondeur de pénétration sera donc conditionnée par :

- Les performances des explosifs eux-mêmes (Vitesse de détonation, densité).
- Le revêtement : densité et plasticité.
- Les optimisations structurelles : disposition des masses d'explosif et de revêtement, forme de la cavité, distance d'attaque disponible dans l'ogive...

A.3.5 Effet de l'incidence des parois

L'incidence des parois p/r à la normale a 2 effets majeurs :

- Celui d'augmenter l'épaisseur à traverser (coefficient = 1/ cos i).
- Celui de provoquer une déflection initiale du jet avant que celui-ci n'arrive à effectuer une pénétration suffisante (d'où une certaine perte de longueur à chaque attaque d'une paroi inclinée) :

De l'ordre de quelques % à 60°.

De l'ordre de quelques dizaines de % à 75°.

La multiplication des cibles en incidence ajoute aux pertes par déflexion l'effet d'un recul progressif du stand off, et donc place le jet en condition de dissociation, où son action diminue fortement.

A.3.6. Effet sur les cibles non métalliques

Il a été observé, à partir des années 1955, que les verres et les céramiques avaient, vis-à-vis des jets de charge creuse, un comportement très différent de celui des métaux à savoir :

- Une réponse dynamique de déformation qui se perpétue après l'impact et qui tend à refermer le canal derrière la tête du jet.
- Des phénomènes de changements de phase locaux accompagnés de microfracturations de la matière, provoquant une expansion et refermant le cratère initialement ouvert.

Les verres et les céramiques se sont révélés efficaces pour arrêter les jets de C.C. plus rapidement que les métaux (2 fois mieux).

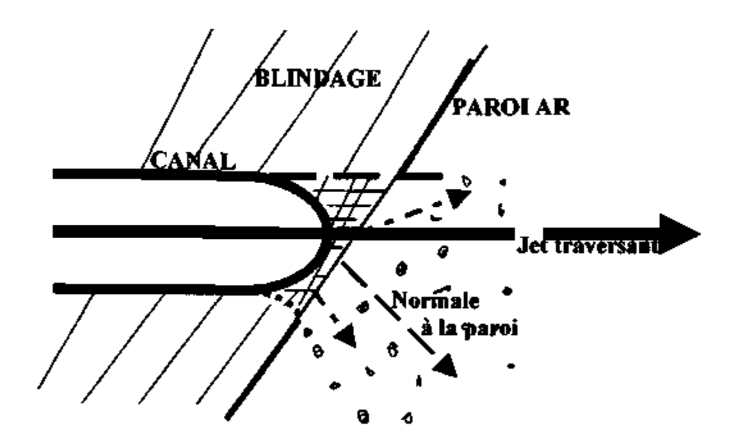
Une panoplie combinant les matériaux, avec espacements et multicouches divers, a vu le jour, avec cependant des limitations pour :

- Constituer une enveloppe continue pour le Char.

- Résister aux nouvelles C.C. de plus en plus efficaces elles aussi.

A.3.7. Effets des C.C. derrière les blindages.

Le percement par le jet d'une paroi génère un canal très long et très étroit (10 à 20 mm) qui semble, après coup, n'avoir guère affecté la cible. C'est ce qui a causé l'incertitude, dans les années 1945-50, quant à l 'efficacité de la charge creuse, d'autant que les armes anti-chars d'alors, de petit calibre, non optimisées, avaient des performances limitées (1 à 2 calibres).



Cependant l'examen de ce qui se passe derrière le blindage, au moment du percement, fait apparaître avec des charges performantes des effets néfastes pour les matériels et les équipages :

A. Lorsque le canal de percement (dont le fond est rempli de matière à haute pression) approche de la paroi AR, il y a éclatement du résiduel de blindage et éjection, suivant la normale à la paroi, du " bouchon ", sous la forme d'une pluie de fragments (ou gouttelettes fondues, à cause de l'élévation de température). Les vitesses induites sont de l'ordre de celle de la vitesse de refoulement (ce qui représente des kilomètres par sec).

B. Le jet, ayant débouché, continue son parcours suivant l'axe initial, en apportant de l'énergie pour de nouveaux impacts internes.

C. Des phénomènes secondaires accompagnent ces effets mécaniques :

- L'élévation des températures due à la détonation (toute proche) est susceptible de provoquer des détériorations et des incendies.

- L'injection des pressions dues à la détonation dans le canal et débouchant avec le jet, surtout dans les milieux fermés, génère des pressions nocives (mais peut-être pas systématiquement létales).

- Il faut se rappeler que le Char n'est pas constitué que de blindages : il contient en son intérieur des éléments fragiles (équipage, optiques, munitions, moteurs, carburant, électronique) qui sont sa véritable FONCTIONNALITE, mais aussi sa VULNERABILITE.

Néanmoins la quantification de ces effets a toujours été subjective, car elle dépend du type de char attaqué (et de ce qu'on a laissé dedans). De sorte que, bon gré malgré, on a continué à prendre la pénétration comme référence majeure (quitte à varier les types de blindages, mais avec une certaine constance des effets : la C.C. qui pénètre le plus la cible massive est souvent la plus performante avec les autres...).

Chapitre 9 :
CABLES DE TELECOMMANDE

9.1 - *Définition des fils et des bobines*

9.1.1. Transmission vers le missile

La transmission des messages codés d'un point à un autre de l'espace se fonde sur l'électromagnétisme en général (radio radar ou optique) avec deux systèmes généraux :

- les systèmes rayonnants, fondés sur des émissions d'ondes plus ou moins contenues dans un angle solide (donc brouillables et émissifs, donc repérables) : antennes, émetteurs optiques...

- les systèmes conducteurs, fondés sur des "porteurs physiques", en l'occurrence des câbles métalliques, passifs, mais à faible bande passante.

C'est cette dernière solution qui a été très généralement adoptée pour les missiles anti-chars car :

- Son coût est faible, vis à vis de tout autre système.

- Son imbrouillabilité et sa passivité sont totales.

- Sa limite de bande passante est compatible avec les portées des antichars (quelques km).

- Ses capacités mécaniques sont adaptées aux vitesses subsoniques (qui se sont avérées usuelles pour les antichars téléguidés).

9.1.2. Limitations électriques des câbles métalliques

La capacité de transmission d'une ligne conductrice bifilaire est conditionnée par :

- la résistance ohmique de la ligne.

- la capacité induite par les 2 conducteurs voisins.

La bande passante et le retard de transmission dépendent du produit R.C. (qui évolue comme le carré de la distance).

- Le domaine opérationnel des antichars est caractérisé par :

- une portée max. de quelques km.

- une fréquence propre comprise entre 0,8 et 1,5 Hz (induite par une vitesse n'excédant pas 300 m/s).

Le besoin en ordres est de l'ordre de 10-15 Hz et donc la bande passante doit voisiner 1 kHz.

Cela permet de situer les ordres de grandeur des valeurs RC :

- 5 à 7 Ω/m et 150 pF/m.

Ce qui définit des fils acier de 15 à 20 centièmes de mm et des fils de cuivre de 5 à 7 centièmes de mm :

- A 4 km : la bande passante est entre 0,8 et 1 kHz, le retard de quelques millièmes de seconde, ce qui permet de passer des ordres à 10 Hz avec des défauts inférieurs à 10 %.

- A 10 km : la bande passante deviendrait inférieure à 150 Hz et les défauts d'ordres

dépasseraient 30% (ce qui est critique, même pour aller en ligne droite...).

L'emploi de tels conducteurs n'est compatible, en terme d'échanges d'informations, qu'avec des missiles de fréquence propre modérée, c'est-à-dire : SUBSONIQUES. La mécanique, comme on va le voir, ajoutera ses propres limitations, curieusement en tous points analogues.

La technique de liaison par fils est donc cohérente avec le domaine subsonique exclusivement, ce qui ne signifie pas qu'elle soit désuète (car c'est également le domaine où le missile tolère bien l'homme dans la boucle, sans perdre sa précision) ni que la technologie soit rudimentaire : ce qu'on va examiner ci-après.

9.1.3. Câbles mono ou bifilaires

La première solution a été de choisir des conducteurs auto-résistants, c'est-à-dire des fils d'acier, émaillés en surface (pour l'isolement électrique) et répartis en 2 bobines : une pour le brin Aller, l'autre pour le brin Retour. La solution était d'emblée satisfaisante, pour des vitesses modérées (< 200 m/s).

Son principal défaut résidait dans le fait qu'au cours du déroulement, où les effets de frottement sont élevés, l'émaillage était profondément altéré, et créait autant de fuites électriques entre les 2 conducteurs, dès lors qu'un milieu conducteur s'y prêtait. Le tir au-dessus de zones très humides, ou aqueuses, devenait ainsi impossible (cela résultait du dépôt rapide du fil sur le sol, lorsque le missile était tiré à très basse altitude).

Il est à noter que ce défaut s'amenuise lors de tirs Air-Sol et d'autant plus que l'altitude est importante, et qu'on effectue une trajectoire plongeante (le fil n'ayant alors pas le temps de tomber sur le sol).

La solution dite monofilaire a été adoptée pour éliminer radicalement ce défaut en maintenant les 2 brins conducteurs (et isolés) dans une gaine protectrice.

La recherche d'une meilleure conductivité, pour une masse métallique moindre, a conduit à choisir le cuivre, en l'incorporant dans une structure résistante légère, à base de fils textiles (densité : 1,3 à 1,5). En fait, comme on le voit dans le tableau ci-joint des caractéristiques comparées, il n'y a pas de grands gains de masse au niveau du câble proprement dit, mais la structure monobobine intègre des structures plus résistantes et une forme de bobine plus compacte, ces 2 paramètres autorisant de plus grandes vitesses de déroulement (ainsi qu'un gain structural des masses connexes : noyau-attaches-connecteurs).

	ACIER (1 brin)	CUIVRE (1 brin)	MONOCABLE HOT (structure complète)
DIAMETRE (mm)	18/100	7/100	0,50
MASSE LINEIQUE (g/m)	0,20	0,034	0,33
RESISTANCE (kg)	3	0,12	10
V^*_L (m/s)	400	180	550

V^*_L (définie plus loin au paragraphe 2.2.1) est une vitesse absolue de déroulement correspondant à une limite théorique obtenue en considérant que tous les autres paramètres sont optimaux. C'est une référence comparative (la réalité est nettement plus contraignante).

9.1.4. Structure du monofil

Cette structure consiste à grouper les 2 conducteurs Cu (émaillés pour l'isolement) et des fibres textiles assurant la résistance mécanique, enfermés dans un gainage serré : le guipage.

Sur le plan du comportement mécanique, les fibres de soutien doivent être légères (densité <2) et d'une élasticité "bornée" c'est-à-dire :

- supérieures à 5% : capacité d'absorption des chocs
- inférieures à 10% : compatibilité avec le cuivre

a) En effet, la caractéristique du déroulement est d'induire des chocs dont l'énergie doit être absorbée par un travail élastique du câble. Celui-ci doit donc présenter une capacité "suffisante" d'encaissement des échelons de tension qui s'est expérimentalement mesurée aux environs d'un minimum de 5%.

En dessous, les risques de "casse fragile" s'accroissent très vite.

Des câbles à base de fibres de verre (silicone) ayant un excellent rapport ténacité/masse ont été écartés du fait que leur faible allongement (2%) les rendait trop fragiles aux chocs (et donc peu fiables).

b) Comportement du cuivre

Le cuivre a un allongement élastique faible (1%) et un allongement plastique de 15% à la limite. De ce fait, la fibre résistante doit, elle, se limiter à 8-10% pour :

- ne pas atteindre la rupture du brin de Cu.
- limiter la formation des picots (boucles résultant de l'allongement plastique) qui ont tendance à s'échapper hors de la gaine du câble et à se détruire (frottement ou centrifugation).

Les fibres textiles usuelles, fabriquées en grande série pour l'habillement, ont des allongements élastiques importants : 20 à 25%. Pour les rendre compatibles avec les limites citées ci-dessus, on leur fait subir un traitement dit "haute ténacité" qui consiste à les précontraindre à chaud. Le réalignement des lignes moléculaires obtenu par cette opération réduit l'allongement de 60% et double quasiment leur résistance.

c) Rôle structural du guipage

Les seules fibres résistantes ainsi alignées ne suffisent pas à constituer un câble homogène : sous l'effet de sollicitations successives, chaque brin s'allonge différemment des voisins, et après quelques secousses, les élongations sont assez différentes pour que les brins se rompent en cascade, même sous charge réduite.

C'est par le guipage, bobinage hélicoïdal périphérique, qu'on assure un contact étroit fibre contre fibre et qu'on peut étaler les contraintes dans chaque brin, comme dans une structure homogène.

Par ailleurs, comme on l'a vu dans le tableau précédent, la limite de vitesse, correspondant à la rupture par centrifugation, atteint des limites assez basses pour le cuivre (180m/s) de sorte que, pour des vitesses supérieures, les brins doivent être soutenus par des parois quasiment étanches. Cela a été réalisé pour le HOT en disposant un double guipage croisé, qui empêche les brins de cuivre de se faufiler entre les interstices, et de former des picots qui se rompent sous leur propre poids apparent.

A ce moment, le guipage constitue une sorte de tuyau étanche vis à vis du cuivre (qui se comporte comme un pseudo liquide sous les contraintes centrifuges).

Les forces intervenantes ne se limitent pas aux seules inerties : le fil exerce un

frottement sur les couches inférieures, et, en recherchant un coefficient de friction réduit, on a trouvé que la soie, par sa nature lisse, était la meilleure réponse pour le guipage.

d) Effet des structures sur les performances

Le fil, de masse linéique μ, est donc constitué :

- d'une masse μ_R composée par les fibres textiles résistantes.

- d'une masse "passive" $\mu - \mu_R$ constituée par les fils de cuivre, le guipage et les imprégnations (collages).

La vitesse V^*_L (limite théorique) va dépendre du rapport $\mu R/\mu$. En considérant une structure de fil type MILAN-HOT, on a le tableau suivant :

μ_R/μ	0,6	0,7	0,8	0,9	1
V^*_L (m/s)	475	510	550	580	610

(A noter que pour le rapport 1, il n'y a que des fils résistants et donc le câble ainsi constitué n'a plus de conducteurs électriques)

A partir de rapports $\mu r/\mu$ supérieurs à 0,80 (cas du HOT), on voit qu'on ne peut gagner que quelques % sur la vitesse. Ce qui signifie qu'il n'y a pas de solution miracle à ajouter plus de fibres résistantes en accroissant le diamètre.

A noter que, dans le cas de l'acier, on n'a même pas cette latitude, puisque la résistance et la masse évoluant de façon linéaire (comme la section), la vitesse V^*_L reste rigoureusement la même quelle que soit la section du câble.

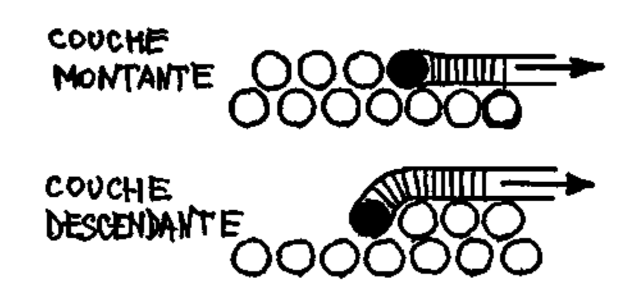
La performance intrinsèque V^*_L (vitesse limite du fil à partir d'un bobinage parfait) ne dépend, à ce stade, que de la seule fibre résistante (ténacité/densité).

Une fibre acétate de cellulose dite FORTISAN (fabriquée par un industriel américain), avec des résistances de plus de 100 kg/mm2, un allongement à rupture de 8%, avait apporté, dès 1964, une solution immédiate aux déroulements à près de 280 m/s. Après quelques livraisons initiales, il fut impossible d'en avoir d'autres, le correspondant ne voulant plus correspondre...

9.1.5. Caractéristiques de la bobine

Le fil est enroulé sur un noyau cylindrique par une succession de spires jointives, constituée de couches superposées, les spires d'une couche supérieure s'intercalant dans les interspires de la couche inférieure. Cette organisation indique déjà une tendance naturelle des spires à s'entraîner mutuellement dans le déroulement :

- Petit entraînement dans le cas de la couche "montante", car les surfaces en contact sont faibles.



- Grand entraînement dans le cas de la couche "descendante", car les surfaces en contact sont fortes.

** Nature du collage des spires*

Pour éviter que ces entraînements aient des conséquences anarchiques, il convient de maintenir les spires entre elles par un ***collage.***

Ce dernier doit répondre à quelques conditions physiques :

- ***induire une force de décollage minime*** (pour ne pas ajouter aux efforts de déroulement et ne pas agresser le guipage).

- ***être continu*** (pour éviter les à-coups, et donc les chocs).

- ***générer des résidus aussi volatils*** que possible et non polluants pour les surfaces en contact avec le fil (pour minimiser les efforts de frottement sur le fil en déroulement).

A noter que cette dernière condition a contribué à écarter les collages type silicone, pourtant excellents vis à vis des 2 premières conditions, mais générateurs de résidus pâteux extrêmement visqueux, au profit de vernis cellulosiques, moins efficaces sur le plan de la continuité, mais plus évanescents après le décollage au point de déroulement.

** Influence de l'allongement de la bobine*

La forme de la bobine va conditionner le déroulement lui-même. En effet, comme on le verra plus loin, si l'entraînement proprement dynamique du fil pour acquérir sa vitesse de déroulement est indépendant du diamètre de la spire (donc de la longueur de la couche) les effets de friction, en induisant un autoserrage de la spire en déroulement sur les couches inférieures, vont accroître l'effort au-delà de cette valeur purement inertielle. ***Cet accroissement sera en fait proportionnel à la longueur relative de la couche,*** c'est-à-dire au rapport longueur/diamètre (qui n'est autre que l'allongement relatif de la bobine).

Il sera donc recherché les formes les plus compactes de bobine qui seront en pratique déterminées par :

- le diamètre même du missile : c'est le plus gros noyau possible

- la portée requise, c'est-à-dire la longueur de fil enroulée.

- ***La forme idéale*** de la bobine "parfaite" (qui conditionne la vitesse limite théorique V^*_L déjà citée) est : une seule spire (donc un diamètre égal à 1/p. longueur : ce qui n'est quand même pas vraisemblable).

** Variations des conditions à chaque couche*

La superposition des couches nécessite, aux 2 extrêmités, des passages de l'une à l'autre, qui ne peuvent être correctement assurés qu'en décalant progressivement les spires extrêmes (d'où la forme trapézoïdale de la bobine). Cela a une implication évidente pour l'observateur : l'allongement des couches supérieures (les premières déroulées) est le plus petit, et donc génère des tensions de déroulement moindres que pour les couches inférieures (les dernières déroulées).

Donc les conditions de déroulement, même à vitesse constante, s'aggravent avec la distance parcourue par le missile (on les évaluera plus loin).

Pour éviter tous ces ennuis dus aux frottements du fil sur les couches inférieures, on a bien essayé de réaliser des bobines "creuses", se déroulant par l'intérieur. Le problème est que, pour tenir l'ensemble des spires (et surtout aux décalages amont et aval où elles sont en porte-à-faux), il faut singulièrement renforcer le collage, ce qui accroît la tension de

déroulement mais surtout agresse le guipage, qui, on l'a vu, ne souffre pas la moindre fissure. Cela ne s'est pas révélé efficace.

9.2 DYNAMIQUE DU DEROULEMENT

Comme on le verra dans la description du déroulement, le fil est soumis à des contraintes DISCONTINUES qu'il va "absorber" par son travail ELASTIQUE.

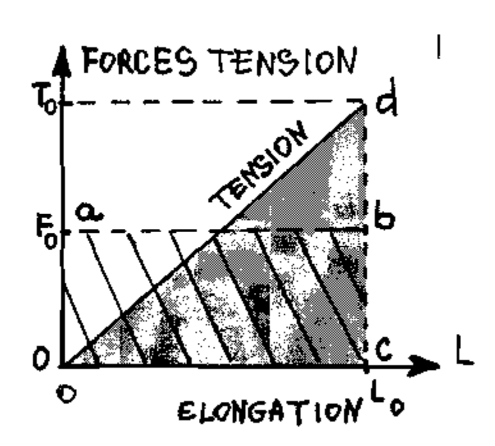
De ce fait, ce n'est plus l'équilibre STATIQUE des FORCES qui déterminera les contraintes, mais celui des TRAVAUX effectués par les forces internes et externes, qui est celui de la DYNAMIQUE pendant la phase d'allongement élastique.

9.2.1 Réponse à un échelon de tension

Pour mettre en évidence le phénomène on peut, par un examen logique simple, caractériser la réponse à une telle sollicitation :

Une force instantanée F0 est appliquée à une longueur de fil qui s'allonge de L en générant dans le fil une contrainte T proportionnelle à L (élasticité).

Sur le schéma ci-dessous, la tension T est représentée par la droite (Od).



Le travail externe, fourni par F_0 dans l'élongation L est l'aire du rectangle (Oabc).

Le travail interne fourni par T est l'aire du triangle (Odc).

Les 2 aires ne sont égales que si l'allongement atteint la valeur L_0 pour laquelle :

$$T_0 = 2F_0$$

La tension dynamique dans le fil est double de celle équilibrant statiquement l'échelon d'entrée F_0.

9.2.2. Contraintes dans un déroulement du fil

La contrainte totale dans le fil est la somme des différentes tensions induites par :

- l'inertie, du fait de la masse du fil.
- le décollement, du fait du collage.
- le frottement spire sur spire.

A propos de l'inertie :

La succession des éléments mis "à la queue leu leu" génère une suite ininterrompue de chocs analogues à celui du paragraphe précédent. L'équilibre statique des forces conduit à équilibrer une tension type Bernouilli = 1/2 μV^2 (μ = masse linéique du fil).

Comme il s'agit en fait d'un équilibre dynamique (égalité des travaux externes et internes) la ***tension T_i est double de la statique*** : d'où : $T_i = \mu V2$.

On peut traduire ce raisonnement en algèbre, c'est un peu compliqué en écriture, quoique identique en raisonnement.

Si on ne considère que l'effet de l'inertie, c'est-à-dire dans un cas idéalisé où le décollement et le flottement sont nuls, on peut, à partir de la tension à rupture T_R d'un fil, définir une vitesse limite théorique V^*_L, déduite de la formule ci-dessus : $V^*_L = T_R/\mu$, qui représente l'extrême limite d'un câble défini par sa résistance et sa masse.

On va voir tout de suite qu'elle se réduit comme peau de chagrin sous l'effet des paramètres physiques du déroulement.

**** A propos du décollement :***

Le collage est nécessaire, même si on s'efforce de le réduire pour ne pas grever la tension de déroulement.

En effet, le brin en cours de déroulement a tendance, par frottement, à entraîner les couches sous-jacentes, et, dans le cas où cela se produit, il y a dans le fil un choc résultant de la chute de tension, suivie un instant plus tard par un rétablissement brutal. D'où, comme évoqué au paragraphe 9.2.1, une surtension doublée.

Le collage doit exister, faible mais CONTINU.

**** A propos des frottements :***

Le fil se déroule sous la forme d'une hélice de pas constant et de rayon constant :

- Au bord Aval de la bobine, l'angle de l'hélice (30°) correspond à l'équilibre des forces centrifuges et centripètes.

- A mesure que le point de décollement remonte vers l'Amont, la boucle de fil en déroulement frotte sur la couche sous-jacente.

L'angle de l'hélice décroît en dessous de l'équilibre (30°). La force centrifuge devient inférieure à la centripète (due à la tension dans le fil) et le brin se plaque plus fortement sur la couche sous-jacente.

La friction devient croissante à mesure que le point de décollement remonte en avant de la bobine.

**** Evaluation de la Tension de frottement***

Comme on le voit plus précisément en annexe B, on est conduit à une formulation telle que : $T_F/\mu V^2 = \varphi L/D$, qu'il convient d'expliciter :

- ***La proportionnalité à μV^2*** résulte du fait que la tension initiatrice, à l'origine du frottement est celle de l'inertie $Ti = \mu V^2$.

- Le coefficient φ est un paramètre typique de frottement, résultant du contact superficiel entre la boucle en déroulement et les spires sous-jacentes. Il est conditionné par :

  - la nature du guipage : d'où la recherche de matériaux glissants comme la soie.

  - les résidus du collage : résultant de l'éclatement du film de colle lors du déroulement ; on recherche les vernis "secs" ayant perdu leur pégosité après séchage.

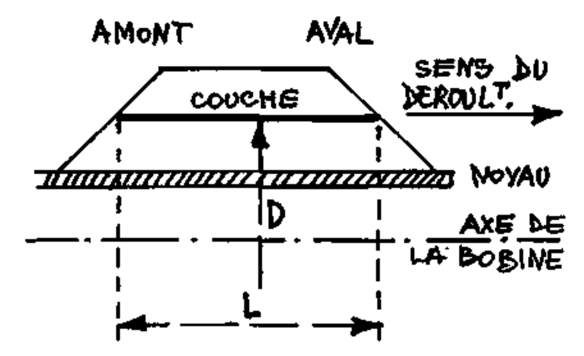
- ***Le rapport L/D représentant l'allongement*** de la couche de longueur L par rapport à son diamètre D. Ce rapport sera :

- Nul pour la dernière spire Aval (L = 0).

- Mini pour la 1ère couche ($L_{mini} + D_{maxi}$).

- Maxi pour la dernière couche sur le noyau ($L_{maxi} + D_{mini}$).

De sorte que la contrainte de frottement varie en dents de scies, depuis l'aval jusqu'à l'amont. Les schémas ci-après permettent d'illustrer ce phénomène.



* ***La tension totale T*** est la somme de trois termes :

- En considérant une force de décollement très faible, elle est de la forme :

$T/\mu V^2 = 1 + \varphi.L/D$ (c'est-à-dire toujours supérieure à 1).

La tension sera d'autant plus forte que l'allongement L/D de la bobine sera grand.

En prenant les paramétrages du fil HOT, les ordres de grandeur sont :

- Un allongement L/D variant de 1 (pour la 1ère couche du bobinage) à 2 (pour la dernière couche).

- Le coefficient φ ressort ici à ~ 1.

Ordre de grandeur : $2 \leq T/\mu V2 \leq 3$ (avec $\mu V^2 = 2kg$).

- Les effets de frottement multiplient la contrainte due à la seule inertie.

NOTA à 9.2.2 : Schéma du décollement du fil

DECOLLEMENT SUR LA SPIRE AVAL

Tension mini : μV^2 (pas de frottement)

Angle d'équilibre centrifuge-centripète = 30°

DECOLLEMENT SUR UNE SPIRE PLUS EN AMONT

Frottement sur la longueur L : proportionnelle à L/D

Tension totale = μV^2 + frottement

Angle au décollement > 30°

Angle à la sortie < 30°

- ***Le maximum de tension*** sera acquis pour la plus grande longueur de frottement, c'est-à-dire ***sur la dernière spire Amont de la dernière couche*** (c'est-à-dire quand le missile atteint sa portée maximale).

- ***Au-delà de la dernière spire Aval,*** le schéma perdure : le fil décrit une hélice cylindrique basée sur le diamètre D de la spire déroulée et avec un pas caractérisé par l'angle de sortie (qui reste constant). Ce sont les forces aérodynamiques qui réduiront cette configuration à celle du fil tendu linéairement, en ralentissant la rotation de cette hélice.

On voit directement que les contraintes s'aggravent avec la distance et qu'il est plus commode d'avoir de grandes vitesses au départ qu'à l'arrivée (cas du TOW).

9.2.3 Coefficient de fiabilité aux chocs

Il convient d'évaluer maintenant la fiabilité du déroulement :

Compte tenu que le bobinage comporte plusieurs milliers de spires, on n'est pas à l'abri d'un défaut de collage, et donc de l'entraînement prématuré d'une spire. Dans ce cas, pendant que la spire se délove pour retendre le fil, la tension tombe à zéro, puis se rétablit, sous la forme d'un choc. On a vu qu'alors le comportement dynamique du fil génère une tension instantanée doublée.

Pour assurer, quoiqu'il arrive au niveau du collage local, la sécurité du déroulement, il convient de disposer d'un câble ayant la ténacité suffisante pour tenir ces chocs, c'est-à-dire ayant une tension à rupture incorporant le coefficient 2 de surtension : $T_R = 2T$.

	L/D	$T/\mu V^2$	T (kg)
Spire Aval	0	1	2,1
Spire Amont (1ère couche)	1	2	4,2
Spire Amont (dernière couche)	2	3	6,3

De ce fait, la vitesse limite de déroulement devra tenir compte de cette majoration, c'est-à-dire limitée à 70%.

Le tableau ci-après montre les valeurs des divers paramètres avec un fil type HOT.

Comme c'est la dernière couche (nécessaire à la portée) qui définira la limitation globale,

(Résistance T_R = 10 kg)	$T_R/\mu V_D^2$	V_D (m/s)
Spire Aval (L = 0)	2	390
Spire Amont (1ère couche)	4	275
Spire Amont (dernière couche)	6	225

c'est sur cette indication qu'il conviendra de baser la cohérence du système. Pour le HOT, volant à 250 m/s, il a fallu apporter une amélioration : le convergent (expliqué ci-après).

NOTA : - A ce stade, on peut faire une analyse sur l'impact des effets dynamiques : ils interviennent avec un coefficient 4 :

doublement de la contrainte statique au moment du déroulement.

doublement de la tension à rupture : fiabilité contre les chocs.

- Il n'était pas impossible de constituer une bobine sans défaut, mais la probabilité de réitérer cette performance, sur plusieurs dizaines de milliers de bobines, lors d'une fabrication en série, décroît sérieusement en dessous de 1. De sorte qu'on peut, dans un cas extrême, se passer du coefficient 2 (et donc de majorer la vitesse limite de près de 30 %), mais c'est une condition d'ordre publicitaire, jamais opérationnelle.

9.2.4 Phénomène de convergence dans le déroulement aval

On a vu que le fil se déroulait suivant une hélice de pas constant sur un rayon constant (celui de la spire d'origine).

Le pas de l'hélice est défini par l'angle d'inclinaison α_e sur une génératrice axiale et correspond à l'équilibre forces centrifuges-forces centripètes.

Si on oblige le fil à passer par un col de diamètre inférieur à celui de la spire d'origine, on provoque un nouvel équilibre caractérisé par la logique suivante :

a) Le moment cinétique de l'élément de fil entraîné en rotation autour de l'axe reste constant, et donc, comme le bras de levier diminue au col, la vitesse angulaire augmente.

b) L'angle α du pas de l'hélice, sous l'effet de cette augmentation de vitesse angulaire au col, diminue en dessous de la valeur d'équilibre α_e, pour toute la portion de fil comprise entre le point de décollement et le col.

c) Cette rupture d'équilibre centrifuge/centripète se fait au bénéfice des forces centrifuges : donc le fil s'élève au-dessus de la bobine et ***ne frotte plus sur la couche sous-jacente.***

En fait le schéma du frottement en déroulement naturel est remplacé par celui-ci (dans le cas d'un col de même diamètre que le noyau) :

- Sur une longueur de bobine correspondant à D, le fil frotte sur le capot convergent en générant une tension assez faible (de l'ordre du dixième de la tension d'inertie : μV^2).

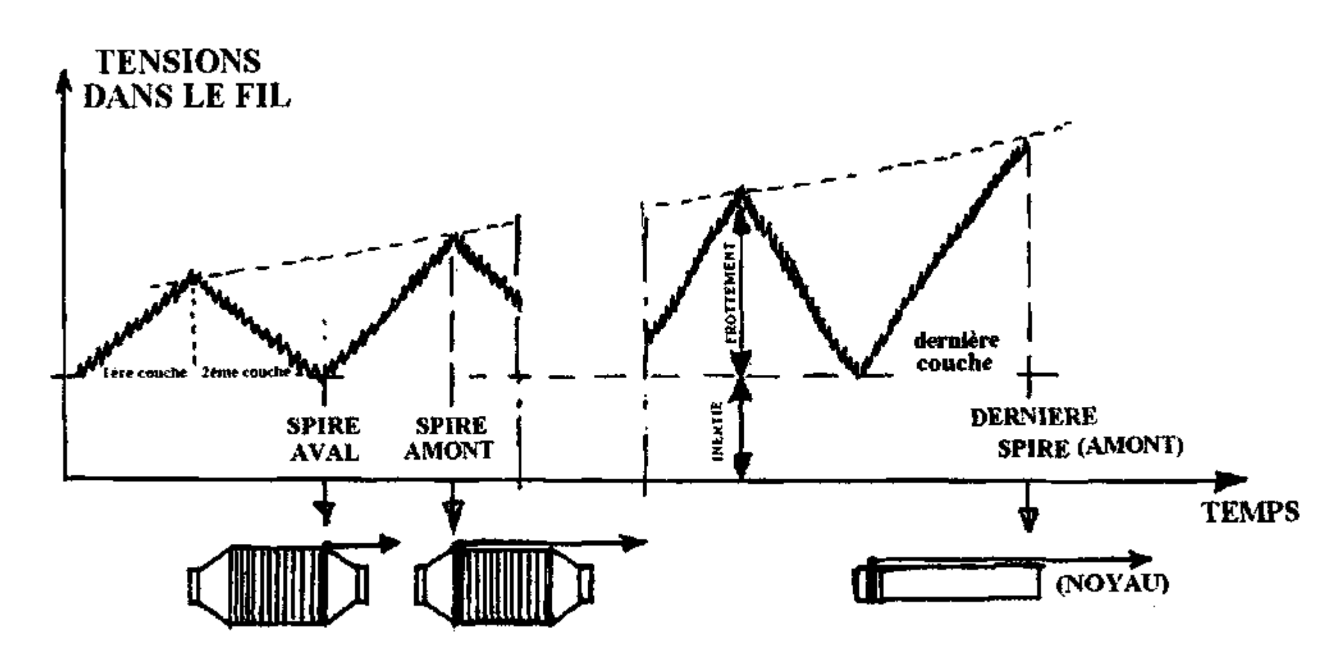
- Sur le reste de la longueur de la bobine, on revient au schéma naturel mais dans des conditions analogues à celles d'une bobine de longueur réduite : L - D.

Vitesses limites de déroulement sur le HOT

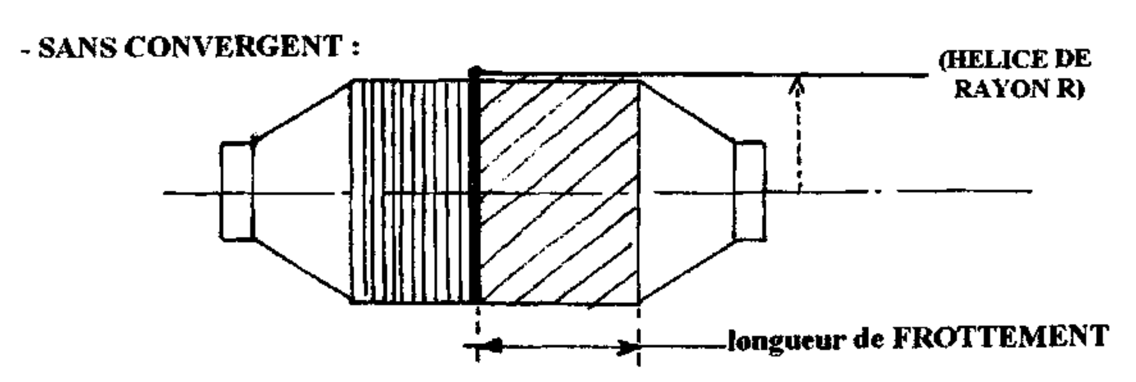
	$T_R/\mu V2$ (dernière couche)	V_D (m/s)
SANS Convergent	6,0	225
AVEC Convergent	4,2	275

NOTA à 9.2.2 et 9.2.3

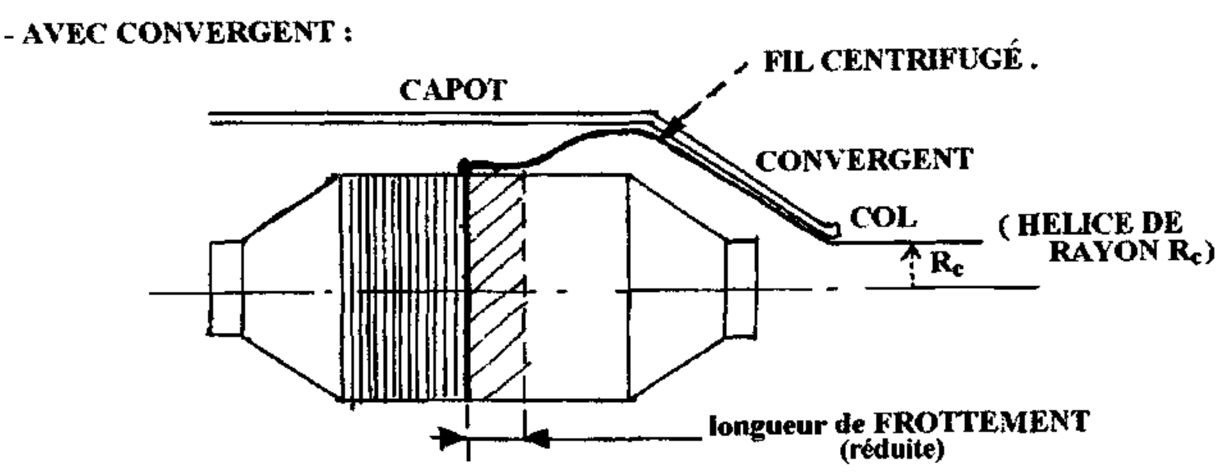
SCHEMAS DU DEROULEMENT D'UNE BOBINE AVEC ET SANS CONVERGENT



- SANS CONVERGENT :



- AVEC CONVERGENT :



Le phénomène de centrifugation est STABLE, c'est à dire qu'une fois amorcé, il se perpétue. Même si les dernières couches ont un diamètre inférieur au col, et que les spires ne sont plus, géométriquement, en condition de convergence, le fil continue à être centrifugé !

Avec des strictions de col plus importantes, la partie centrifugée augmente, mais la friction sur le capot convergent augmente également. Il y a donc à chaque fois un compromis à rechercher.

En aval du convergent, le fil se déroule comme dans le schéma standard : hélice à pas constant enroulée sur le même diamètre que le col, au moins au voisinage de la sortie.

C'est dans cette zone que les effets aérodynamiques deviennent sensibles (du fait de la grande longueur de fil concernée) :

- pratiquement nuls suivant l'axe, puisque la vitesse axiale devient nulle.

- importants suivant la normale à l'axe et ce sont eux qui vont freiner progressivement la rotation autour de l'axe en provoquant simultanément une diminution du rayon de l'hélice et sa disparition. Au bout de quelques centaines de mètres, le fil est tout simplement tendu linéairement entre le poste de tir et le missile avec une vitesse nulle par rapport au sol.

9.2.5. Déroulement au banc

Le moyen d'expérimentation du déroulement est usuellement un tambour motorisé tirant sur le fil d'une bobine fixée sur un bâti, en général muni de capteurs dynamiques. Il convient d'être au courant de quelques particularités pour faire une correspondance correcte entre le déroulement au banc et celui en vol.

Les capteurs, entre bobine et support, ne mesurent que les forces réagissant sur la bobine elle-même, c'est-à-dire la force de décollement, très faible, et celles de frottement : ***la force d'inertie ($Ti = \mu V^2$) est appliquée au fil seul et ne sera donc pas mesurée*** par les capteurs de bobine.

Au décalage Aval, on ne mesurera que le décollement qui, étant très faible, ferait croire à une tension nulle à cet endroit...

Le fil est animé d'une vitesse par rapport au sol, et les forces aérodynamiques sont importantes et croissent avec la distance entre la bobine et l'enrouleur. C'est d'ailleurs à cause de cet effet ***qu'il n'est pas possible de disposer la bobine au sol*** et de la faire dérouler par le missile ; après quelques dizaines de mètres la résistance aérodynamique devient rédhibitoire vis-à-vis de la ténacité des câbles.

Très curieusement, c'est donc au banc que le fil sera le plus sollicité, et c'est là qu'on mesurera les plus petits effets !

On ne peut pas non plus trop rapprocher le dérouleur de la bobine, car il produit entre ces 2 extrémités un phénomène d'ondes résonantes qui perturbe le déroulement sur la bobine elle-même (ondes stationnaires avec nœuds et ventres). Et il convient que la distance enrouleur-bobine permette un certain amortissement (ce qui se produit pour des écarts supérieurs à 5 m).

9.2.6 Conditions de l'attache

L'étude des propagations d'ondes dans un milieu homogène, comme un câble constitué, montre que lorsqu'une extrémité est fixe, l'onde retour d'un ébranlement incident est une onde réfléchie de même nature (compression ou dilatation).

Durant cette phase de réflexion :

- Les éléments ont un déplacement nul.
- Les tensions se superposent (donc se doublent).
- Lorsqu'une extrémité est libre, la tension résultante de l'aller et du retour doit être

nulle (pas de support mécanique) et le mouvement résultant peut être quelconque (puisque l'extrémité est libre).

Si l'onde aller est une compression, l'onde retour change de sens, c'est une traction et l'extrémité a :

- une tension nulle.

- une vitesse de déplacement doublée.

Entre l'attache fixe (trop raide) et l'attache libre (impossible) la solution est l'attache élastique qui (comme expliqué pour le fil lui-même au paragraphe 9.2.1) permet l'absorption progressive des énergies.

A titre de curiosité, ce phénomène est bien connu puisqu'il conditionne la présence du SCION au bout des cannes à pêche : ferrer un poisson est une entrée en échelon qui oblige à disposer d'une dissipatrice des énergies fournies à l'hameçon...

9.2.6 Conditions de déroulement SOL-SOL et AIR-SOL

- Chute du fil

Derrière le missile, le fil est soumis à la fois à la tension de déroulement (horizontale) et à la pesanteur. Il prend donc une forme voisine de la chaînette mais déformée par une chute elle-même ralentie par l'effet de traînée aérodynamique :

1,5 m/s pour les fils type MILAN HOT (monocâble)

2 m/s pour les fils type SS11 (acier)

Pour des vols rasants (1 à 2 m du sol) le fil se dépose au sol à une distance de missile du même ordre que la vitesse de celui-ci en m/s, par exemple :

150 m derrière le missile pour le MILAN ou le SS11

300 m derrière le missile pour le HOT

Lorsque le poste de tir est surélevé (cas de l'hélicoptère stationnaire), la quantité déposée de fil devient de moins en moins grande jusqu'au moment où le fil entier reste " en l'air " jusqu'à la portée maxi du missile :

Z=70 m pour le SS12 (6 km)

Z=45 m pour le SS11 (3,5 km)

Z=25 m pour le HOT (4 km)

Cas des Tirs Air-sol

Lorsque l'aérodyne avance dans le même sens que le missile, on observe que l'effet aérodynamique sur la boucle de fil déroulé creuse de plus en plus la forme, qui :

- reste encore tendue jusqu'à des vitesses de déplacement de l'ordre de :

45 km/h pour les monofils (HOT)

60 km/h pour les fils Acier (SS11-SS12)

- à des vitesses supérieures, la boucle passe sous l'aérodyne et se creuse de plus en plus avec le temps de vol.

Jusque-là, la vitesse de déroulement du fil était diminuée par rapport à la vitesse propre du missile. Par contre, à mesure que la vitesse aérodyne croît, cette différence tend vers zéro, jusqu'à la vitesse limite où le déroulement a la même vitesse que le missile. Ce qui arrive pour :

180 km/h pour les monocâbles (HOT)

230 km/h pour les fils acier (SS1-SS12)

Au-delà de cette vitesse de déplacement de l'aérodyne :

- la portée du missile se réduit (puisqu'on déroule plus de fil que le missile n'avance).

- il apparaît un risque croissant de rupture du fil (du fait de la vitesses de déroulement au niveau de la bobine).

Donc le tir des missiles à partir d'aérodynes n'autorise pas de grandes vitesses de vol.

(et d'ailleurs, à quoi servirait le missile si le lanceur le suit à la trace ?)

Néanmoins, cette difficulté pourrait être contournée pour des véhicules aériens rapides en complétant la bobine de fil (emportée sur le missile) par une bobine placée sur l'aérodyne et qui permettrait, en alimentant la boucle aérodynamique, d'assurer la portée tout en restreignant la vitesse de déroulement.

Souvent évoquée, cette solution n'a pas été mise en œuvre.

Chapitre 9 : ANNEXE A :
Comportement dynamique des câbles

On rappellera ici ce qui sous-tend la logique d'un système élastique, et qui explique pourquoi le seul équilibre des forces ne suffit pas à dimensionner ces forces elles-mêmes : il faut en fait prendre en compte les énergies mises en balance.

(On pourra ignorer les formules, qui ne sont là que pour appuyer le raisonnement)

1 Energie de déformation d'un câble

- Un câble de longueur L est capable de résister à une tension à rupture T_0, sous un allongement l_0, correspondant à un coefficient d'élasticité moyen : $e = l_0/L$.

- Le travail qu'il est capable d'absorber est proportionnel à $T_0 l_0$ donc à : $T_0.eL$ (oublions les coefficients d'intégration).

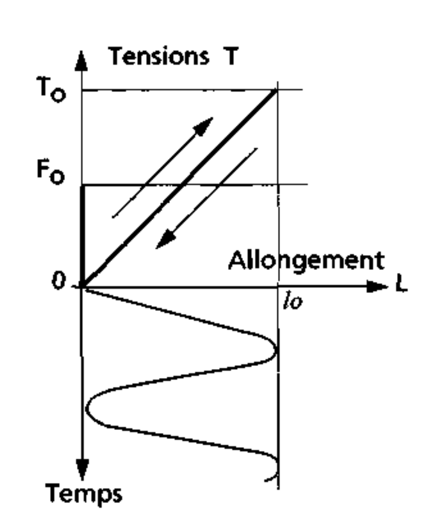
- Pour des câbles de même nature, l'énergie absorbable par unité de longueur est donc proportionnelle à $T_0.e$.

- On peut déduire de cette formule que si l'élasticité est nulle ($e = 0$) l'énergie absorbable par la déformation est également nulle, même si la résistance à rupture T_0 est élevée. Le système est totalement fragile. C'est le cas imagé par le *cristal*, qui résiste statiquement à de grandes contraintes, mais qui se brise au moindre choc.

– Pour des T_0 équivalents, les câbles seront donc d'autant plus résistants aux chocs que leur élasticité sera grande (donc e élevé).

2 Tension générée par une force instantanée

* La force instantanée F_0 appliquée à la longueur L_0 de fil, génère une tension croissante $T = kl/L_0$, l étant l'allongement du brin de longueur initiale L_0



k étant le coefficient relatif de tension élastique

F0 fournit un travail externe ⇒ $F_0.l_0$ (aire du rectangle)

T fournie un travail interne ⇒ $\frac{1}{2}T_0 l_0$ (aire du triangle)

* égalité des travaux ⇒ $T_0 = 2F_0$

Mais le processus ne s'arrête pas là :

Lorsque la tension égale T_0 : il y a équilibre pour les 2 travaux, mais non pour T_0 et F_0. L'équilibre statique n'est pas établi :

- Donc T redécroît vers zéro et ainsi de suite. Le système oscille entre $T = 0$ et $T = 2F_0$ en n'étant amorti que par les frottements internes.

CONCLUSION : Une force instantanée génère une dynamique oscillatoire qui soumet le fil à une tension double de la force excitatrice.

3 Tension d'inertie Ti d'un câble en déroulement

C'est un raisonnement analogue au précédent, appliqué à un phénomène continu, et qui démontre que le déroulement du fil correspond à un choc permanent, et donc à une tension doublée par rapport à une force instantanée $\frac{1}{2}\mu V^2$ (fil de masse linéique μ)

$\Rightarrow$:$Ti = \mu V^2$

A noter que si on fait faire un parcours circulaire de rayon R

- la force centrifuge est proportionnelle à : $\mu V^2/R$
- la force centripète est proportionnelle à : Ti/R

Pour $Ti = \mu V^2$ (condition du déroulement) il y a équilibre centripète-centrifuge (quel que soit le rayon R).

- Il est intéressant d'évaluer les forces centrifuges qui s'exercent sur le fil :

Vitesse déroulement (m/s)	150	200	250
Accélération centrifuge (g)	10000	20000	30000

Ces accélérations sont compensées pour une bonne part grâce à la courbure du fil (hélice) mais elles interviennent directement dans :

- la formation et la centrifugation des picots de cuivre (mini boucles des conducteurs) et donc les risques de rupture.

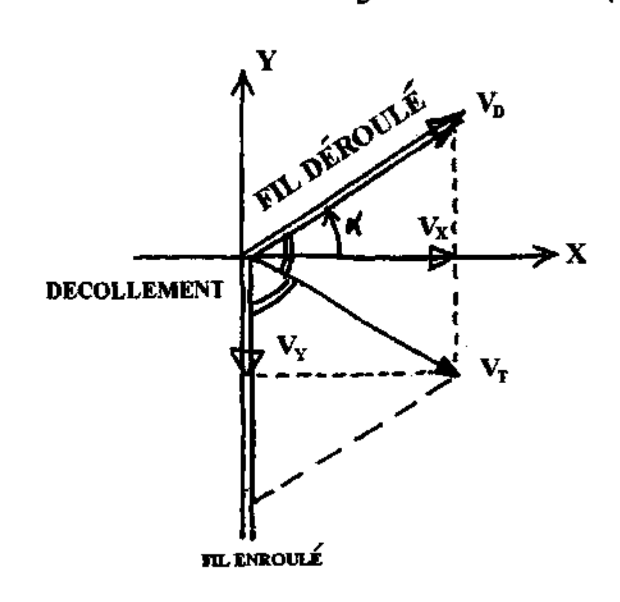
- la projection violente des particules de colle qui participent aux phénomènes de frottement (en modifiant les états de surface).

Chapitre 9 ANNEXE B : PARAMETRES DU DEROULEMENT

1 Composition des vitesses au point de déroulement

Au moment où l'élément de fil quitte sa position sur la spire d'enroulement (point O), il acquiert instantanément la vitesse V_D.

Dans le plan tangent à la bobine en O la composition des vitesses, à partir du brin se déroulant à la vitesse V_D, est caractérisée par :



- Une vitesse axiale $V_X = V_D \cos\alpha$
- Une vitesse normale $V_Y = VD (\sin\alpha\text{-}1)$

Remarquons par curiosité que le déplacement de l'élément issu de l'origine O se fait suivant la vitesse VT qui est bissectrice de l'angle formé par les 2 brins du fil.

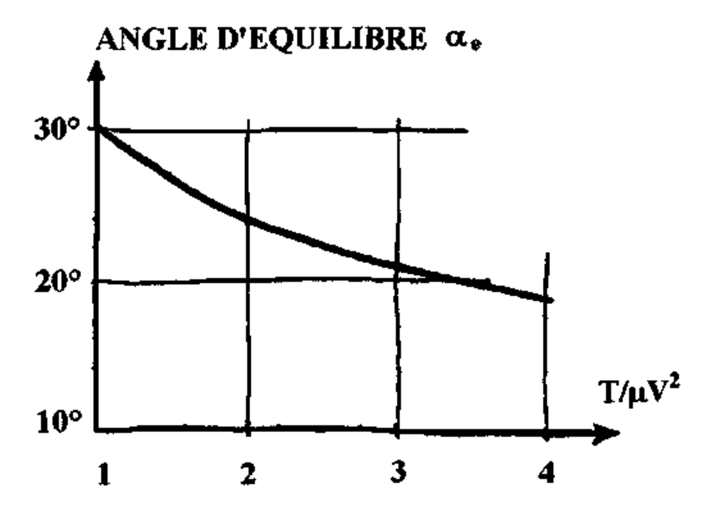
2 Equilibre des forces du déroulement

C'est à partir des composantes déterminées ci-dessus qu'on calcule l'équilibre des forces centrifuges (dues à l'inertie) et des forces centripètes (dues à la courbure du câble soumis à la tension T).

Cet équilibre définit un angle α_e caractéristique de la tension T :

$\alpha_e = 30°$ pour $T = \mu V^2$

$\alpha_e < 30°$ pour $T > \mu V^2$



La mesure de cet angle (possible au banc fixe) permet de justifier les valeurs mesurées de T.

Le fait qu'il y ait équilibre des forces centrifuges et centripètes, dès lors que la spire quitte la bobine (avec ou sans frottement) explique que le fil conserve son rayon d'origine, et décrive une hélice continue à pas constant.

En fait, le ralentissement aérodynamique ralentit la rotation de cette hélice, et peu à peu, l'amène à la position Fil Tendu, avec une vitesse NULLE par rapport au repère fixe.

Pratiquement, même en tir rasant, le fil est immobile dès qu'il se dépose sur le sol.

- Lorsqu'*on s'écarte de l'équilibre* centrifuge-centripète figuré par αe :
  - pour $\alpha > \alpha_e$ les forces centripètes l'emportent — tendance du fil à descendre
  - pour $\alpha < \alpha_e$ les forces centrifuges l'emportent — tendance du fil à monter

Il y a une régulation autour du point d'équilibre constitué par le rayon de la spire de départ et le pas de l'hélice.

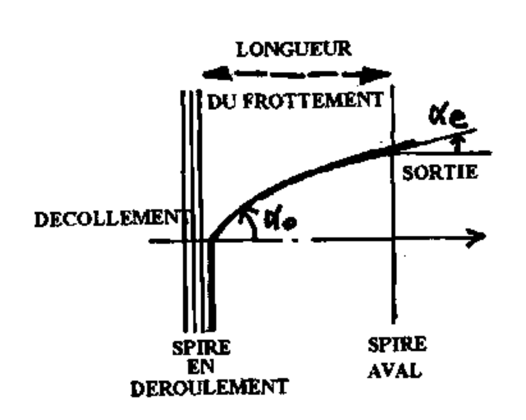
3 Déroulement avec frottement

Le fil est en contact avec les spires inférieures sur une longueur L et exerce une pression résultant de la différence entre :

- la force centripète due à la courbure prise par la boucle sur le cylindre de diamètre D
- la force centrifuge en V^2/D.

Le calcul montre que la tensions dans le cable est alors proportionnelle :

- à la force d'inertie μV^2 (Dynamique)
- au coefficient de friction φ (qui est usuellement voisin de 1)
- à l'allongement L/D de la bobine (plus précisément de la couche en cours de déroulement).



Le fil décrit alors une spirale dont le pas représenté par α varie depuis le point de décollement jusqu'à la sortie de la bobine avec :

α_0 maximum au point de décollement (centripète prépondérant)

α_e (équilibre centripète-centrifuge) est minimum à la sortie.

Ce qui signifie que la boucle déroulée " serre " la couche sous-jacente (du fait que son angle α donne la prépondérance aux forces centripètes) et accroît d'autant le frottement.

Cet auto serrage, générateur d'une friction croissante, est d'autant plus fort que la longueur de frottement augmente. Ce qui finit par faire casser le cable, tôt ou tard.

Cela explique la recherche d'un système permettant d'éliminer la plus grande partie de ce frottement : ***la disposition d'un col de convergent*** à la sortie de la bobine, qui en provoquant la centrifugation de la boucle évite le contact avec la couche sous-jacente et diminue les effets de friction. Le fil frotte alors sur la face interne du convergent, qui peut être alors traitée de façon à minimiser le frottement (mieux que 10 fois moindre).

Chapitre 10 :
LES TRACEURS POUR MISSILES

10.1 - Repérage optique des missiles de première génération

Le guidage des missiles de première génération (guidage manuel) nécessitait d'assurer le repérage visuel de l'engin en vol. Il était donc équipé de traceurs pyrotechniques constitués par une composition oxydo-réductrice provoquant :

- la combustion de particules métalliques ou métalloïdiques pour émettre un rayonnement dans le visible (0,4 - 0,7µ).

- l'éjection continue de ces particules pour constituer un nuage de points brillants dans la zone dépressionnaire du culot du missile.

A ce moment, la recherche de "raies" dans le visible a favorisé l'emploi de chargement en sodium ou magnésium. La constitution de blocs de poudres agglomérées résistant aux chocs et accélérations a conduit à incorporer des liants plastiques, par nature peu combustibles.

De ce fait, la quantité d'imbrûlés, dans le sillage des missiles, a toujours constitué un inconvénient, surtout par les temps sans vent et les fortes hygrométries, car elle constituait des nappes de fumées quelquefois handicapantes, à la fois pour voir le missile, mais aussi pour voir la cible.

De plus, le traceur n'étant guère modulable en puissance, ses émissions brillantes constituaient un facteur d'éblouissement lors des éclairages nocturnes et les rendaient incompatibles avec les amplificateurs de lumière.

10.2 - Repérage optique des missiles de deuxième génération (guidage semi-automatique)

Avec la deuxième génération, deux voies se sont ouvertes :

- Disposer d'émetteurs électro-optiques (lampes diodes lasers) de faible puissance mais capables d'être modulés pour assurer une bonne discrimination. Cette technique a entraîné à l'époque la suppression d'une propulsion continue (pour éviter les fumées), et donc une limitation de manœuvres à grande portée (cas du TOW).

- Adapter les émissions pyrotechniques aux longueurs d'ondes du détecteur I.R. en orientant les charges des traceurs vers des métaux brûlant en corps noir (sans raies spécifiques), ce qui était compatible avec le senseur PbS (à 2,2µ) utilisé pour les missiles MILAN et HOT (détecteur TURCK de la SAT).

Cette dernière solution, si elle apportait une solution optique à la liaison infrarouge, s'est révélée dangereuse pour la liaison filaire dès que les débits (nécessités par la distance) devenaient trop importants. En effet, le nuage de particules incandescentes, généré au culot du missile, doit obligatoirement être traversé par le câble en déroulement. Les petites particules usuelles, même impactées par le câble, ont une probabilité très faible de l'agresser profondément. Il n'en est pas de même pour les agrégats de plus grande taille qu'on ne peut éviter dans la réaction thermochimique, et qui peuvent, du fait de leur masse, donc de leur énergie thermique, provoquer des attritions sur le guipage du fil (essentiel pour la tenue des brins conducteurs en cuivre), voire sur les fils structuraux eux-mêmes (d'où

risques de ruptures mécaniques). La probabilité de générer ce type de défaut augmente avec la puissance du traceur, nécessitée par la distance recherchée (loi en D^2).

Pour le MILAN, on a bien résolu le problème en disposant un boîtier de filtrage, permettant de bloquer les plus grosses particules. Pour le HOT, il est apparu qu'au-delà de 3 km une solution traceur, avec ses éjections particulaires, devenait incompatible avec la liaison filaire, du moins avec le taux de fiabilité recherché (supérieur à 0,90). Il fallait trouver autre chose : "du rayonnement sans particules"...

10.3 - Les boîtiers rayonnants

La première idée fut d'enfermer la composition exothermique dans une boîte étanche dont la seule face arrière échauffée par cette réaction re-rayonnerait les photons utiles. On utilisa d'abord le Molybdène dont la température de fusion de 2600° C semblait couvrir le domaine des températures atteintes par l'échauffement pyrotechnique.

Les mesures optiques ont montré que l'énergie ainsi rayonnée restait faible (de l'ordre du watt/cm2/µ) et nous en expliquerons par la suite les raisons, mais la surface totale disponible à l'arrière des missiles n'aurait pas suffi à générer un signal suffisant pour garantir la portée.

De plus, le Molybdène, métal raide et fragile, ne se prêtait pas du tout aux opérations de pliage à faible rayon de courbure nécessitées par la mise en forme des boîtiers et créait des problèmes de fabrication.

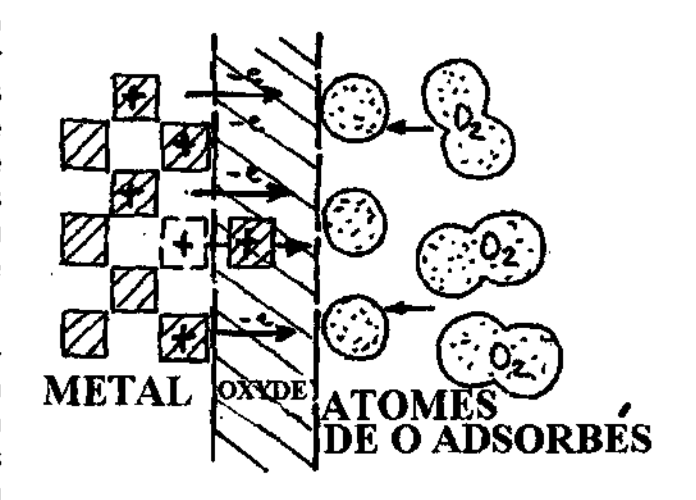
C'est d'abord pour résoudre ce problème industriel qu'on utilisa le Tantale à la place du Molybdène. Il s'agit là en effet d'un métal nettement plus ductile et sa température de fusion (3000° C) le situe en bonne place dans les corps simples réfractaires.

Les premiers essais firent apparaître sur les plaques des boursouflures grisâtres que l'on prit d'abord pour des défauts : le métal se corrodait localement, créant le risque d'une crevaison. Par contre, l'énergie rayonnée faisait des bonds tout à fait sympathiques et c'est en cherchant à expliquer ces "anomalies" qu'on découvrit le processus de l'oxydation accélérée.

10.4 - L'oxydation accélérée des plaques métalliques

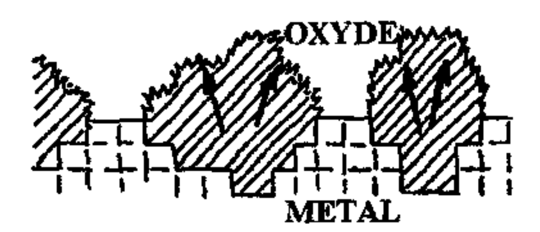
10.4.1 Schéma du phénomène

Lorsqu'on élève la température du métal en présence d'oxygène, on observe une réaction d'oxydation exothermique qui commence par la fixation des atomes d'oxygène par les atomes du métal (par mise en commun de leurs électrons périphériques). Cette phase d'absorption qui pénètre le métal sur plusieurs couches génère des germes d'oxyde plus ou moins dispersés qui gagnent peu à peu toute la surface jusqu'à former un film continu.



La diffusion des atomes au travers de l'oxyde permet au phénomène de continuer en profondeur et tout se passe comme si le film d'oxyde absorbait comme une éponge les atomes d'oxygène d'un côté et les atomes du métal de l'autre.

Il faut tout d'abord noter que les métaux (au contraire des alcalins ou alcalino- terreux) donnent des oxydes dont la densité est 2 à 3 fois plus faible que celle du métal initial. Les volumes d'oxyde formés sont donc plus grands que ceux du métal et leur développement dans les volumes originellement plus restreints créent des contraintes locales entraînant des dislocations dans le réseau métallique. Ces failles inter-atomiques permettent à l'oxygène de pénétrer plus rapidement et plus profondément que par le seul phénomène d'absorption chimique.



On comprend que ce phénomène puisse être auto-accéléré et que les effets thermiques, se conjuguant aux effets mécaniques de compression, transforment la couche d'oxyde en un ensemble "bouillonnant" qui génère des décollements et des ruptures de cette couche favorisant l'oxydation du métal sous-jacent.

Ce phénomène n'est réalisable que si l'oxyde en cours de formation adhère de façon suffisamment forte à la surface métallique pour y demeurer accroché malgré les contraintes induites. C'est vrai pour des métaux comme le Tantale, le Zirconium, le Niobium et même le Fer, cela ne l'est pas pour le Molybdène et le Tungstène dont les oxydes se détachent ou se vaporisent facilement.

10.4.2 Seuil de l'oxydation accélérée

La mesure de la vitesse de réaction montre que celle-ci suit une loi du type parabolique (ou cubique) jusqu'à une température limite T_c. Dès que celle-ci est atteinte, la vitesse de réaction présente alors une hausse brutale, discontinue, et qui s'élève à plus de 10 fois son niveau précédent.

On trouve pour le Zirconium et le Tantale, au voisinage de la température critique T_c, des valeurs de la vitesse de réaction par m^2 de l'ordre de :

1 atome-gramme par seconde pour $T < T_c$

10 atomes-grammes par seconde pour $T > T_c$

Les mesures de T_c pour ces deux métaux sont :

1050° C pour le Zirconium

1350° C pour le Tantale

Ce seuil ne résulte probablement pas des caractéristiques chimiques mais plutôt des paramètres mécaniques. En effet, la résistance du métal en surface décroît avec la température, et lorsqu'elle devient inférieure aux contraintes de pressions générées par l'oxydation, il doit se former des fractures du réseau atomique augmentant la surface réactive du métal. La masse de métal combiné augmente à proportion, ce qui entraîne des contraintes encore accrues : le processus est du type exponentiel.

NOTA : Ce phénomène est appelé "oxydation catastrophique" par des auteurs comme Bernard et Moreau, parce qu'il "détruit" le métal. Dans le cas présent d'utilisation, cette "catastrophe" est bénéfique au point qu'on y a substitué le terme d'oxydation "accélérée".

Ce phénomène s'accompagne de particularités physiques notoires :

a) accroissement du pouvoir émissif grâce à l'augmentation de la porosité en surface.

b) émission "in situ" d'une énergie fournie par la réaction d'oxydation et entretenant le processus lui-même.

10.4.3 Porosité et pouvoir émissif

L'énergie rayonnée par un corps porté à la température T suit une loi en T^4 directement proportionnelle au pouvoir émissif de la surface. Ce coefficient (ε) varie de 0 à 1 (1 étant le maximum, représenté par le corps noir).

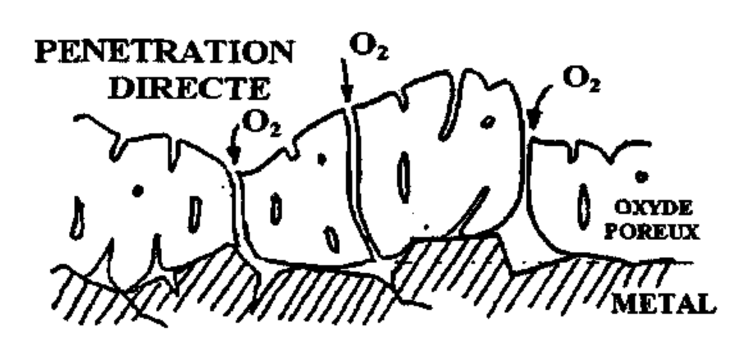
Pour tous les métaux en forme de plaques lisses, ce coefficient ε ne varie guère et reste en moyenne compris entre 0,15 et 0,20 pour les états de surface lisses courants.

L'effet de bourgeonnement de l'oxydation accélérée a pour conséquence première de "dégrader" le poli initial de la surface en créant de multiples cavités.

Ces cavités vont jouer le rôle de ***mini-corps noirs émissifs*** et améliorer ainsi le coefficient d'émission de la surface oxydée.

La porosité d'une telle surface peut être mesurée par le rapport entre la totalité des surfaces émettrices (obtenues après oxydation) et la surface originelle du métal avant oxydation.

La corrélation entre la mesure de ce rapport et celle du coefficient d'émission résultant de cette porosité s'établit en calculant la somme des énergies diffusées par les mini-cavités et l'énergie réellement émise par les orifices de ces cavités.



Cette évaluation permet d'établir les coefficients d'émissivité, confirmées par les mesures expérimentales :

0,80 pour le Tantale

0,40 pour le Zirconium

0,70 pour le Fer.

Ces analyses permettent de comprendre deux phénomènes antinomiques :

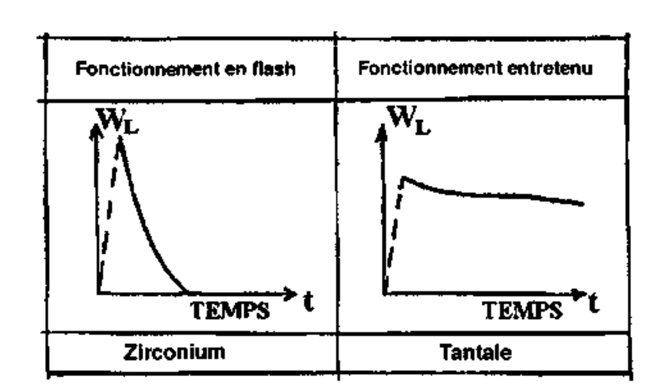
- l'apparition d'oxyde à la surface du Tantale est corrélée à l'accroissement du pouvoir émissif par l'effet de porosité de la surface oxydée (3 à 5 fois plus d'émissions).

- on n'avait pas observé ce phénomène avec le Molybdène pour la bonne raison qu'il forme un oxyde volatil à 800° C et que du fait de cette évaporation de l'oxyde il présentait toujours une surface lisse de faible pouvoir émissif.

10.4.4 Energies libérées par l'oxydation

Les vitesses d'oxydation et les lois de dégagement d'énergie de la réaction d'oxydation se combinent pour définir l'énergie libérée à chaque instant.

Les mesures effectuées sur ces dégagements d'énergie montrent qu'il existe deux types de fonctionnement :



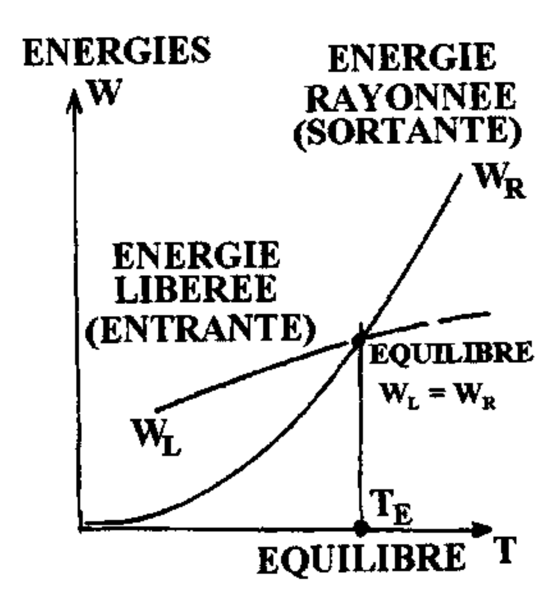
Le fonctionnement en flash : la réaction est très exothermique initialement mais très rapidement décroissante (1 à 2 sec).

Le fonctionnement entretenu : la réaction peut être moins énergétique au départ mais se prolonge dans le temps (plusieurs secondes).

Ces modes de fonctionnement qui sont caractéristiques de la nature du métal vont conditionner de façon importante les capacités de radiance pendant l'oxydation.

En effet, lorsque le métal est bien oxydé en surface et qu'il atteint son pouvoir émissif maximal, il rayonne une énergie W_R, mais, ce faisant, il perd cette énergie. Il faut donc compenser cette perte par une énergie incidente qui va être fournie précisément par l'énergie libérée par la réaction W_L.

L'équilibre entre les deux détermine la ***température T_e d'équilibre.***



Si cette température T_e est inférieure à la température critique T_C de début de réaction accélérée, le processus que nous avons décrit d'emballement de l'oxydation, s'arrête net :

la température T chute, entraînant avec elle l'énergie rayonnée W_R.

Au contraire, tant que $T_e > T_C$, le phénomène d'oxydation accélérée perdure :

la température T se maintient à de fortes valeurs et avec elle l'énergie rayonnée W_R.

On comprend alors que dans une réaction du type flash, où l'énergie libérée W_L s'effondre rapidement, on atteigne très vite la température critique T_c. Il y a alors " désamorçage " de la réaction accélérée.

Par contre une réaction du type entretenu, va maintenir la température au-dessus de la température critique et permettre à l'oxydation accélérée de continuer ses effets (rayonnement + libération d'énergie interne). Le désamorçage de la réaction interviendra un temps plus tard.

La comparaison entre le Zirconium et le Tantale est très représentative des réactions :

Le premier libère initialement une énergie considérable, mais s'arrête très vite, tandis que le second, quoique plus faible à l'origine, soutient plus longtemps sa réaction exothermique.

	ZIRCONIUM	TANTALE
Energies libérées à 1600° C à t = 0	180 W /cm^2	60 W/cm^2
Temps de désamorçage t_D	2 sec	8-10 sec
Energies moyennes entre t=0 et t_D	40 W/cm^2	40 W/cm^2

La différence vient de ce que la couche d'oxyde du Zirconium est plus compacte que celle du Tantale, et empêche très vite la pénétration de l'oxygène pour continuer l'oxydation du métal sous la surface déjà oxydée.

10.4.5 Intérêt du Tantale

- Il y a intérêt à ce que le métal et son oxyde soient stables à haute température puisque c'est de cette élévation de température que sera généré le rayonnement utile ;

- Le Tungstène et le Molybdène génèrent des oxydes ne soutenant pas des températures supérieures à 800° C : ils sont donc condamnés à ne rayonner que par leur métal (E ~ 0,20) ;

- Le Tantale et le Zirconium sont les plus attractifs, mais la brièveté du flash du Zirconium ne lui permet pas de rivaliser avec le Tantale sur de plus longs délais.

En choisissant le Tantale comme un support mécanique plus ductile que le Molybdène, on a opportunément trouvé le matériau le plus adapté pour bien rayonner :

- ***Stabilité thermique du couple Métal-Oxyde*** à près de 1800° C.

- ***Coefficient d'expansion Oxyde-Métal*** générant une émission voisine de celle du corps noir (E = 0,80).

- ***Bilan énergétique " in situ "*** perpétuant pendant plusieurs secondes l'oxydation du métal et donc l'émission du rayonnement.

10.5 - Réalisations de traceurs au Tantale

Une première application a été de disposer le métal en face avant d'un boîtier plastique chargé en poudre exothermique.

C'est le cas du traceur de nuit du MILAN.

La réalisation de ce montage, apparemment simple, nécessite un aménagement d'emboîtage pour éviter à la fois les fuites de matière exothermique et la fuite des calories (par

les points d'attache) qui diminuent d'autant la surface oxydée du Tantale (donc la puissance rayonnée).

Pour le HOT, une solution " intégrale " a été réalisée en constituant des tubes creux de 8 mm de diamètre et de 0,3 mm d'épaisseur, remplis d'une composition exothermique type Zirconium-Chromate de Potassium (émettant peu de gaz) avec des bourres de ralentissement placées périodiquement, pour " étaler " le fonctionnement suivant le temps.

De ce fait, le tube " brûle " progressivement de son point d'initiation à son extrémité. La temporisation est réglée de façon à couvrir le temps de vol du missile et même à générer une émission cohérente avec la distance parcourue (croissante avec le temps).

En pliant ce " boudin " circulairement, on peut le disposer dans le culot du missile (autour de la tuyère centrale).

En pratique, on en place ainsi 5 concentriques (3 sur le culot et 2 sur le capot) générant en fin de parcours plus de 300 W/St.µ. En tir de nuit, seuls les centraux sont allumés.

Dernière caractéristique, mais non la moindre, ce dispositif n'émet ni fumées ni particules nuisibles au fil, ce qui était le but recherché à l'origine, et qui a permis au HOT d'atteindre sa portée de 4km en sauvegardant les 2 liaisons avec le poste de tir (Rayonnement I.R. et fils).

10.6 - *Vers l'imbrouillabilité*

Il est évident que la première parade à envisager contre les missiles guidés via un détecteur I.R. est de créer des brouillages dans la fonction de détection, en générant des sources lumineuses en tant que leurres.

Avec les traceurs type corps noir, c'est un duel de puissances : le missile, étant toujours plus près du localisateur que la cible, est avantagé sur la majeure partie de son parcours, et il y a toute une batterie de préventions possibles au niveau du poste de tir (réduction du champ optique utile en fin de parcours - exclusions momentanées en continuant le guidage sur l'axe - emploi de localisateurs parallèles de bandes optiques différentes...).

De plus, il convient pour la cible de se promener tout le temps avec un brouilleur de plusieurs dizaines de kW, ce qui n'est pas discret, ni commode.

Avec des lampes modulées en fréquence, il y a apparemment un " plus ", surtout si on génère pour chaque engin, au moment du tir, une fréquence aléatoire. Mais la faiblesse des niveaux rend l'éblouissement du détecteur assez facile, même à distance, et il est toujours possible d'émettre un brouillage avec un spectre de fréquences assez large pour couvrir la fréquence missile, même définie aléatoirement lors du tir.

De sorte que la deuxième génération reste toujours sous la menace d'une brouillabilité malcommode à mettre opérationnellement en œuvre, mais qui, physiquement, reste possible.

Avec la troisième génération, on a trouvé la solution d'imbrouillabilité.

C'est grâce à la mise au point de matrices de cellules Silicium (type CCD) qu'on a pu analyser l'image point par point (pixels) et définir ainsi les caractéristiques de chaque élément du paysage.

A partir de là, on a imaginé le processus suivant :

- Une lampe (type Xénon) est montée sur le missile et s'allume périodiquement suivant une séquence initiée au moment du tir.

- Corrélativement le senseur, au poste de tir, va prendre, de façon synchronisée, deux images consécutives :

– la première lorsque la lampe missile est éteinte : elle qui lui donnera la distribution optique du paysage (y compris les brouilleurs).

– la deuxième lorsque la lampe missile est allumée : elle lui restituera l'image précédente + le localisateur du missile.

- le traitement informatique des 2 ensembles de signaux permettra, en temps direct, de faire les différences entre la deuxième image et la première c'est-à-dire de donner la position du missile en "gommant"les brouilleurs.

C'est la solution la plus radicale aux brouillages de contre-mesures. Bien sûr, un rayonnement extrêmement intense, en saturant les éléments détecteurs, peut encore empêcher le tir de ces missiles.

Personne ne peut regarder le soleil en face, mais personne, non plus, ne peut le remorquer derrière lui en permanence...